



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

SIMULACE PRŮRAZŮ KOMPOZITNÍCH PANELŮ

NUMERICAL SIMULATIONS OF LOW VELOCITY IMPACT ON COMPOSITE PANELS

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Ondřej Odehnal

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Michal Mališ, Ph.D.

BRNO 2017

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Ondřej Odehnal**
Studijní program: Strojní inženýrství
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **Ing. Michal Mališ, Ph.D.**
Akademický rok: 2016/17

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Simulace průrazů kompozitních panelů

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Práce je součástí projektu návrhu vzduchovodu cvičného proudového letounu L39-NG. Odolnost materiálu vzduchovodu proti průrazu je jedna z hlavních požadavků na materiál vzduchovodu. Materiál byl volen na základě laboratorních průrazových zkoušek.

Náplní práce je simulace zkoušek průrazu materiálu půlkulovým tuhým hrotem. Zaměřte se na modelování kompozitních panelů ze skleněnou a aramidovou výztuží. Pro simulace využijte explicitní řešič MSC. Dytran a MSC.Nastran sol700 a výsledky porovnejte s experimentem.

Cíle diplomové práce:

1. Rozbor vlastností kompozitů při průrazu.
2. Popis vhodných materiálových modelů.
3. Simulace průrazových zkoušek.
4. Parametrická studie vlivu vstupních parametrů simulace na výsledky.
5. Porovnání řešičů a vyhodnocení parametrické studie.

Seznam literatury:

NIU, C. Y. M. (2005): Composite Airframe Structure, Hong Kong Conmilit Press Ltd., 664 stran.

MIDDLETON, D. H. (1990): Composite Material in Aircraft Structure, Longman Singapore Publisher Ltd.

ASM Handbook (2001): Composites, ASM International, The Material Information Company, Volume 21, 2001.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2016/17

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

Abstrakt

Tato diplomová práce se zaměřuje na modelování a simulaci rázových zkoušek kompozitních panelů. Simulace a výpočty jsou prováděny pomocí metody konečných prvků v programech MSC Patran a Dytran. První část práce tvoří rozbor vlastností kompozitních panelů při rázových zkouškách a dalších případech rázů do kompozitních materiálů. Dále jsou v práci popsány použité modely a výsledky z programu Dytran. Tyto výsledky jsou porovnány s experimentálními daty ze skutečných rázových zkoušek panelů. Část práce je věnována průrazům panelů se skladbou, u které se předpokládá, že bude použita na výrobu kompozitového vzduchovodu pro letoun Aero L-39NG.

Klíčová slova

Simulace průrazů kompozitů, nízkorychlostní impakt, průrazy kompozitních materiálů, uhlíkové panely, MSC Dytran, MSC Patran, kompozitní panely

Abstract

This master thesis focuses on modelling and simulation of impact tests of composite panels. Simulations and analysis were made by using Finite Element Method in software MSC Patran and Dytran. The first part of the thesis deals with describing the properties of composite panels during impact testing and other cases of impacts on composite structures. Next part deals with the used models and results from Dytran. These results are compared with experimental data from real low-velocity impact tests. Part of the thesis is devoted to impact on panels with the stacking sequences which is supposed to be used for design of air duct for airplane Aero L-39NG.

Key words

Simulation of Low Velocity Impact, Low Velocity Impact, Carbon panels, MSC Dytran, MSC Patran, Composites panels, Impact on Composite Aerostructure

Bibliografická citace práce

ODEHNAL, O. *Simulace průrazů kompozitních panelů*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2017. 107 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Michal Mališ, Ph.D.

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem svoji diplomovou práci vypracoval samostatně a v příloženém seznamu jsem správně uvedl veškeré použité zdroje.

V Brně, 25. 5. 2017

Ondřej Odehnal

Poděkování

Zde bych chtěl poděkovat svému vedoucímu diplomové práce Ing. Michalovi Mališovi, Ph.D. za pomoc, rady a připomínky při tvorbě této práce.

Dále bych chtěl poděkovat firmě Aero Vodochody Aerospace a.s. – jmenovitě pak Ing. Janu Václavíkovi a Ing. Luděkovi Souhradovi za pomoc a rady při řešení praktické části této práce.

Na závěr bych rád poděkoval mé rodině, protože mi byla oporou během studia.

OBSAH

ÚVOD	15
1. KOMPOZITNÍ MATERIÁLY	16
1.1. OBECNĚ	16
1.2. ROZDĚLENÍ KOMPOZITŮ	18
1.3. POUŽÍVANÉ MATERIÁLY	19
1.3.1. VÝZTUŽE	19
1.3.2. POJIVA	21
1.3.3. PREPREGY	22
1.4. VLASTNOSTI KOMPOZITŮ	22
1.5. VÝHODY A NEVÝHODY KOMPOZITŮ	23
1.6. OZNAČOVÁNÍ KOMPOZITŮ	24
2. PRŮRAZY KOMPOZITŮ	27
2.1. MOTIVACE	27
2.1.1. NÁRAZ PTÁKA	28
2.1.2. NÁRAZ KROUPY	29
2.2. ROZDĚLENÍ IMPAKTŮ	29
2.3. MÓDY PORUŠENÍ	29
2.3.1. PORUŠENÍ MATRICE	29
2.3.2. DELAMINACE	31
2.3.3. PORUŠENÍ VLÁKNA	33
2.3.4. PENETRACE	33
3. EXPLICITNÍ ŘEŠIČE	35
3.1. MSC SOFTWARE	35
3.2. POUŽITÍ EXPLICITNÍCH METOD A TYPICKÉ APLIKACE	35
3.3. IMPLICITNÍ A EXPLICITNÍ METODY	36
3.3.1. IMPLICITNÍ METODY	36
3.3.2. EXPLICITNÍ METODY	37
3.4. METODY ŘEŠENÍ	39
3.4.1. LAGRANGEOVA METODA	40
3.4.2. EULEROVA METODA	40
4. ZKOUŠKA IMPAKTOVÝCH VLASTNOSTÍ	41
4.1. POPIS PRŮBĚHU ZKOUŠKY	41
4.2. ZKOUŠENÉ PANELY	43

5. VÝPOČTOVÝ MODEL PRO SIMULACI ZKOUŠEK	44
5.1. SKUPINY (GROUPS)	44
5.2. GEOMETRIE	44
5.2.1. VZOREK	44
5.2.2. RAZNÍK	45
5.3. VÝPOČTOVÁ SÍŤ	45
5.3.1. VZOREK	45
5.3.2. RAZNÍK + VEDENÍ	46
5.4. OKRAJOVÉ PODMÍNKY A KONTAKT	47
5.4.1. ZAVAZBENÍ	47
5.4.2. RIGID SURFACE	48
5.4.3. POČÁTEČNÍ RYCHLOST	49
5.4.4. KONTAKT	49
5.5. MATERIÁLY	50
5.6. PŘÍŘAZENÍ MATERIÁLŮ A VLASTNOSTÍ	52
5.7. NASTAVENÍ ANALÝZY	52
6. POSTUP VYHODNOCENÍ VÝSLEDKŮ	54
7. SIMULACE IMPAKTOVÝCH ZKOUŠEK	55
7.1. ŘEŠENÉ PŘÍPADY	55
7.2. PŘÍPAD Č. 1 – 10 J	56
7.3. PŘÍPAD Č. 2 – 20 J	57
7.4. PŘÍPAD Č. 3 – 15 J	59
7.5. PŘÍPAD Č. 4 – 5 J	60
7.6. VYHODNOCENÍ	62
8. SIMULACE PRŮRAZU SKLADEB VZDUCHOVODU	63
8.1. POPIS MODELU	63
8.2. SKLADBA S2	64
8.3. SKLADBA S3	66
8.4. SKLADBA S4	68
9. SIMULACE HAIL IMPACTU	70
9.1. POPIS MODELU	70
9.2. ŘEŠENÉ PŘÍPADY	71
9.2.1. SKLADBA S2	71
9.2.2. SKLADBA S3	72
9.2.3. SKLADBA S4	72
9.3. VÝSLEDKY	72

9.3.1.	SKLADBA S2	72
9.3.2.	SKLADBA S3	75
9.3.3.	SKLADBA S4	78
9.4.	VYHODNOCENÍ	80
10.	PARAMETRICKÁ STUDIE	81
10.1.	VLIV SÍŤE	81
10.1.1.	VELIKOST ELEMENTŮ	81
10.1.2.	TVAR ELEMENTŮ	82
10.2.	VLIV OKRAJOVÝCH PODMÍNEK	84
10.3.	VLIV NASTAVENÍ KONTAKTU	86
10.3.1.	PŘIŘAZENÍ MASTER/SLAVE	86
10.3.2.	NASTAVENÍ KONTAKTNÍ TLOUŠŤKY	87
10.3.3.	VLIV PARAMETRU TLUMENÍ (DAMPING)	88
10.3.4.	KOEFICIENTY TŘENÍ	89
10.4.	VLIV NASTAVENÍ MATERIÁLU	91
10.4.1.	PORUCHOVÉ MODELY	91
10.4.2.	NASTAVENÍ NELINEÁRNÍHO SMYKOVÉHO KOEFICIENTU	92
10.4.3.	CHOVÁNÍ MATERIÁLU PO PORUŠE	94
10.5.	OPTIMÁLNÍ NASTAVENÍ MODELU RÁZOVÉ ZKOUŠKY	95
11.	ZÁVĚR	97
12.	SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY	98
13.	SEZNAM OBRÁZKŮ	100
14.	SEZNAM TABULEK	103
15.	SEZNAM ZKRATEK A SYMBOLŮ	105
16.	SEZNAM PŘÍLOH	107

ÚVOD

V současné době je populárním trendem modernizace a optimalizace letounů z dob minulých, které již neodpovídají požadavkům kladeným na nové letouny. Pokud je třeba provést takovýchto úprav více, je vhodné pojmout modernizaci komplexněji. V tu chvíli se dostávají do hry projekty, jejichž cílem je zvýšit konkurenceschopnost letounu jak po technické stránce, tak po stránce marketingové.

Toto je i případ letounu Aero L-39. Velká modernizace letounu, která v současné době probíhá, nabrala takových rozměrů, že si letoun vysloužil nové označení – Aero L-39NG. NG je zkratka pro Next Generation (Nová generace). L-39NG se dočká mnoha vylepšení, která mají za cíl zvýšení zájmu o letoun u zahraničních armád a provozovatelů. Mezi některá tato vylepšení patří například zástavba nového motoru s menší spotřebou a nižšími nároky na údržbu. Samozřejmě nezbytností je náhrada avionických systémů podle nejnovějších trendů. Velkých změn se dočká konstrukce draku letounu, byť to nemusí být na první pohled patrné.

U konstrukce draku L-39NG je snaha o snížení hmotnosti, zvýšení životnosti letounu a zlepšení korozní odolnosti. Z tohoto důvodu jsou duraly a jiné konvenční materiály nahrazovány materiály kompozitními. Toto je i případ vzduchovodu zmíněného letounu. Původní vzduchovod má být nově nahrazený vzduchovodem z kompozitních materiálů. Takováto náhrada s sebou přináší spoustu problémů, se kterými je třeba se vypořádat. Z hlediska této práce je nejzávažnější problém s průrazy tohoto vzduchovodu. Vzduchovod musí splňovat požadavky kladené předpisy, musí vyhovět požadovaným zkouškám a v neposlední řadě musí obstát ve skutečném provozu, ve kterém se může setkávat s nárazy ptáků či s kroupami. Rázové zkoušky kompozitních panelů pro Aero Vodochody Aerospace realizoval VZLÚ.

Tato práce se zabývá simulováním průrazů a rázových zkoušek kompozitních panelů pomocí metod MKP. Software pro simulaci je explicitní řešič MSC Dytran. Výsledky ze simulace jsou porovnávány s daty ze zkoušek VZLÚ. Při tvorbě zadání práce bylo počítáno se simulací panelů, jež byly vyrobeny z kevlaru a skla. Během tvorby práce bylo konzultováno se zástupci Aera, že kevlarové a skelné kompozity nebudou při konstrukci L-39NG využity, a proto je zbytečné tyto materiály řešit. Místo průrazů těchto materiálů byly řešeny průrazy uhlíkových skladeb, jež budou využity na konstrukci vzduchovodu.

V první části práce je proveden rozbor kompozitních materiálů a jejich chování při impaktech. Jedna kapitola je věnována kompozitům obecně, další dvě pak impaktům a explicitním řešičům. Následuje kapitola, jež popisuje průběh reálné rázové zkoušky s pomocí padostroje.

Další částí práce jsou MKP simulace v programu Dytran. Jednu kapitolu tvoří popis modelu pro simulaci rázových zkoušek. Výsledky z těchto simulací jsou porovnány s výsledky ze skutečných zkoušek. Poté jsou pomocí stejného modelu zkoumány uhlíkové skladby vzduchovodu. Poslední částí této práce je parametrická studie průrazů uhlíkových panelů, ve které jsou zkoumány vlivy různého nastavení výpočtového modelu.

1. KOMPOZITNÍ MATERIÁLY

1.1. Obecně

Kompozitní materiály jsou vhodné především pro užití v konstrukcích, u kterých je vyžadována vysoká měrná pevnost (pevnost na jednotku hmotnosti) a vysoká měrná tuhost. Letadla a kosmické prostředky jsou typickými představiteli konstrukcí, u nichž požadujeme co nejnížší možnou hmotnost, a proto je využití kompozitních materiálů rentabilní. Aby byly naplno využity všechny výhody kompozitů v konstrukci letadla, musí být navrženo odlišným způsobem oproti klasickým materiálům, za které považujeme ocel, dřevo, a především hliníkové slitiny. ^[1]

Nové možnosti při použití kompozitů:

- Lepší konstrukční vlastnosti
- Možnost skladby materiálu dle potřeb konstrukce
- Tvarování a skládání v měkkém stavu a následné vytvrzení ^[1]

Nové problémy:

- Potřebné počítačové analýzy
- Potřeba nových „stress methods“ (anizotropické/ortotropické)
- Žádné nebo malé zkušenosti z provozu ^[1]

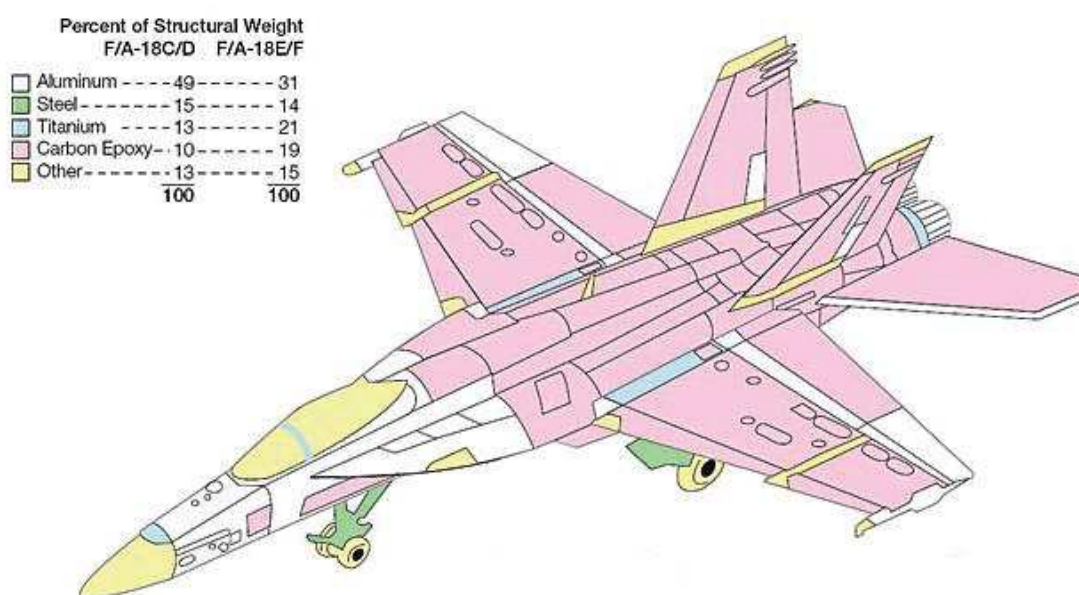
Studium kompozitů ve skutečnosti zahrnuje mnoho témat, jako například výrobní postupy a procesy, anizotropní pružnost a pevnost materiálu a mikromechaniku laminátů. Během posledních desetiletí byla vyvinuta celá škála kompozitních materiálů. Tyto materiály nabízejí srovnatelné mechanické vlastnosti jako hliníkové slitiny a oceli, ovšem při podstatně nižší hmotnosti. V následující tabulce je porovnání několika různých kompozitů a klasických kovových materiálů. ^[1]

Tab. 1-1: Porovnání kompozitů a tradičních materiálů

		Uhlík/Epoxid		Kevlar / Epoxid	Sklo / Epoxid	Hliníková slitina	Titan
		High Str.	High Mod.				
Měrná pevnost	[10 ⁶ in]	5.4	2.1	1	0.7	0.7	0.8
Měrná tuhost	[10 ⁶ in]	400	700	80	45	100	100
Hustota	[lb/in ³]	0.056	0.063	0.05	0.065	0.1	0.16

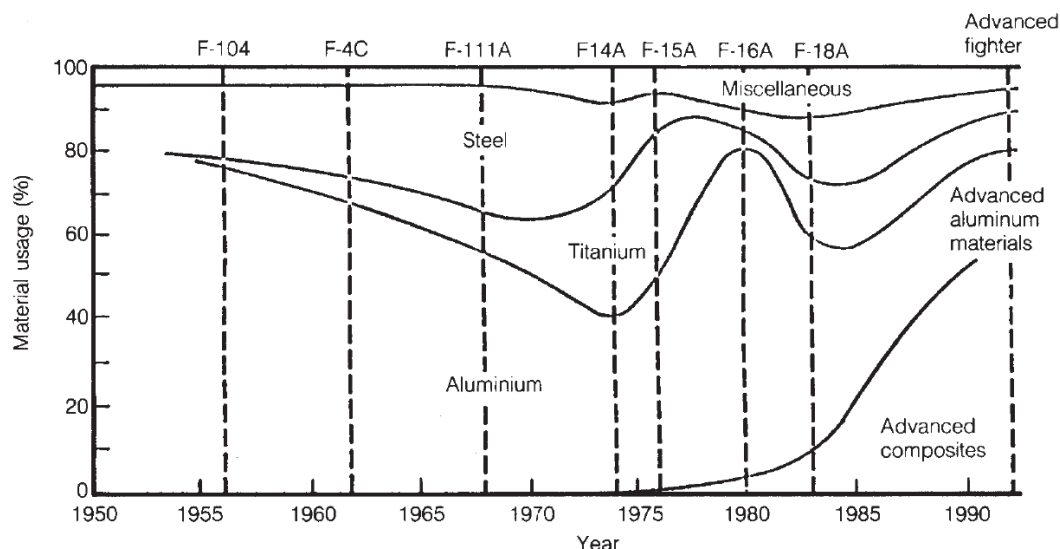
Při návrhu může konstruktér umístit výztuže v dostatečném množství a ve správném směru (orientace vláken), tak aby konstrukce dokázala odolat předpokládanému zatížení. Pomocí kompozitů je možné vytvářet konstrukční řešení, která by s jinými materiály nebyla možná, příkladem může být křídlo stíhačky X-29 se zápornou šípovitostí. V minulosti byly hlavním materiálem pro konstrukci letounů hliníkové slitiny, které už se ocitly na hranici svých možností a nestíhají reagovat na vzrůstající pevnostní, hmotnostní a tuhostní požadavky. Vzrůstající

požadavky jsou způsobeny tlakem na co největší ekonomičnost provozu a tím pádem na větší platící zatížení. Na druhou stranu by neměly být kompozitní materiály považovány za všemocné, protože stále na některé části draků letounů jsou vhodnější kovové materiály. Jedním z neduhů kompozitů jsou vyšší materiálové náklady v porovnání s hliníkovými slitinami. Taktéž náklady na vývoj jsou vyšší (hlavně kvůli nákladnějším analýzám, zkouškám a certifikaci), dále pak výrobní a prototypové náklady vyžadují vyšší investice. Další vyšší náklady lze očekávat u kontroly kvality, kde se kompozity prodraží především kvůli nedestruktivním zkouškám výrobků. Snížení ceny je možné pomocí inovativní konstrukční koncepce, která musí zahrnovat vyrobitelnost. Další možností, jak snížit cenu, je eliminace drahých spojovacích materiálů, nebo alespoň snížení jejich počtu. Pozitivní vliv na cenu má snížení počtu spojovaných dílů, a proto je výhodné vyrábět velké díly, čímž se dají snížit náklady na montáž. ^[1]



Obr. 1-1: Použité materiály na stíhačce F/A-18 [4]

Použití kompozitních materiálů se prvotně objevilo u vojenských letounů – stíhaček. Je to dáno především tím, že u vojenských letounů není kladen tak velký důraz na co nejnižší cenu a jsou u nich naopak menší požadavky na bezpečnost cestujících a certifikaci. Vývoj pokročilých kompozitních materiálů v šedesátých letech minulého století vedl k vytvoření velkého potenciálu, co se týče snižování hmotnosti konstrukce. Tento vývoj pokračoval vznikem nových vysoko napěťových (high-strain) a vysoce odolných (high-toughness) materiálů, jako jsou například tvrzené termosety a termoplasty, jež mají vlastnosti, které netvrzené materiály nemohou dosáhnout. Skladbu materiálů na draku konkrétního vojenského letounu můžeme vidět na Obr. 1-1 a na Obr. 1-2 je znázorněn průběh vývoje použití kompozitních materiálů. ^[1]



Obr. 1-2: Využití kompozitních materiálů ve vojenských letounech [1]

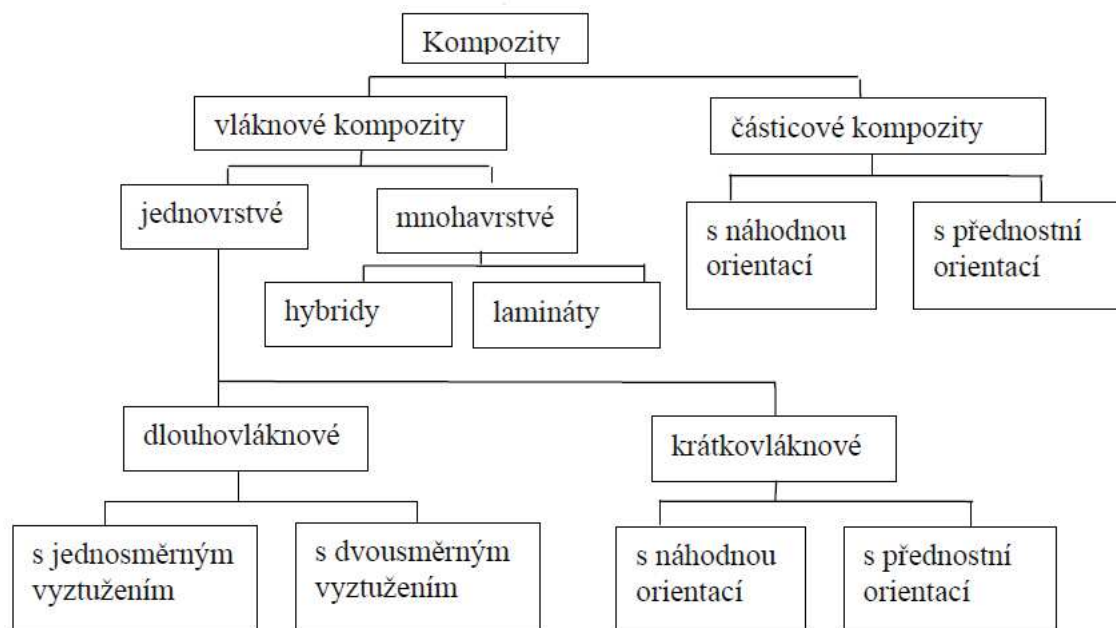
Souhrnně tedy můžeme říci, že pro použití kompozitů platí následující:

- Může být dosaženo výrazné úspory hmotnosti
- Jejich použitím může dojít ke zlevnění výroby
- Kompozitní konstrukce musí být ověřena zkouškami pro splnění konstrukčních požadavků, které vyplývají z prostředí, ve kterém bude letoun operovat.
- Měl by být proveden finanční rozbor nákladů na snížení hmotnosti konstrukce za účelem zjištění, zda je výhodné použít kompozitní materiály místo kovových s ohledem na celkové náklady [1]

Snížování hmotnosti konstrukce je hlavní výhodou použití kompozitů. Relativně vysoké náklady na materiál mohou být vyváženy pomocí pečlivého zvážení návrhu a výrobních procesů, které mohou snížit cenu výroby, kontroly a případných oprav. Velkou výhodou při použití kompozitů je možnost orientovat vlákna do různých směrů a vytvářet tak potřebné vlastnosti, stejně tak jejich možnost uspořádání vláken do různých vzorů tkanin dle potřeby konstrukce. [1]

1.2. Rozdělení kompozitů

Za kompozitní materiál uvažujeme materiál, který se skládá minimálně ze dvou částí s rozlišitelným vzájemným rozhraním. Kompozity můžeme rozdělit na dvě hlavní skupiny – částicové, které se nevyznačují delším rozměrem, a na vláknové kompozity. Jako laminát označujeme materiál, který se složen z více vrstev (lamin). Pokud je kompozit složen z materiálů různých vrstev, pak jej označujeme jako hybridní laminát. Diagram rozdělující kompozity je na Obr. 1-3. [2]



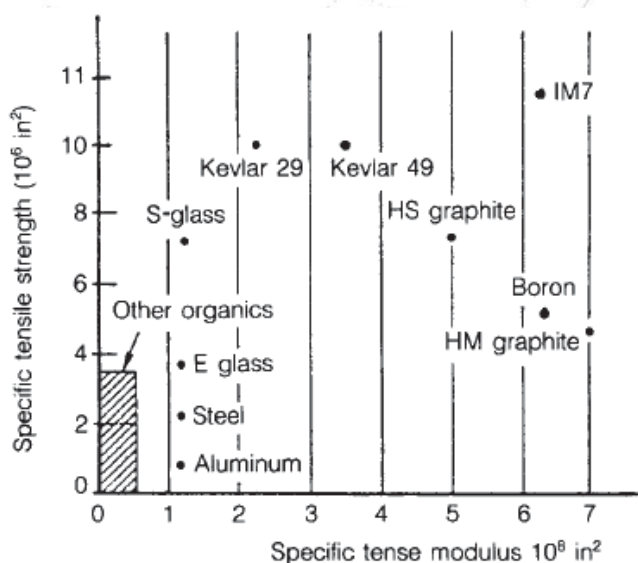
Obr. 1-3: Rozdělení kompozitů [2]

1.3. Používané materiály

Hlavní myšlenkou kompozitních materiálů je, že zatížení přenáší vyztužující vlákna, jež mají největší vliv na výslednou únosnost, vlastnosti a chování kompozitu jako celku. Jednotlivá vlákna jsou pak mezi sebou spojena pojivem, nejčastěji polymerní maticí.

1.3.1. Výztuže

Nejpoužívanější výztuží v kompozitních materiálech jsou vlákna. Vlákna pro letecký průmysl bývají nejčastěji uhlíková, aramidová (Kevlar), skleněná nebo bórová. Jak již bylo řečeno, mají největší vliv na chování výsledného kompozitu a jeho únosnosti (Obr. 1-4, Obr. 1-5).^[1; 2]



Obr. 1-4: Specifická pevnost a tuhost kompozitních materiálů [1]

Uhlík

Nejvíce využívaný materiál vláken pro konstrukce nejvyšších kvalit je uhlík. Uhlíková vlákna se vyrábí pyrolýzou, polotovarem pro výrobu leteckých uhlíkových vláken je polyakrylonitridové vlákno (PAN vlákno). Na začátku se vlákno natahuje procesem zvaným dloužení, tento proces probíhá při 200 °C. Tímto krokem vznikne žebříčkovitá struktura – směrová orientace vláken. Poté následuje oxidace při teplotě 200-300 °C po dobu 10 hodin. Při zvyšování teploty roste pevnost vlákna a modul pružnosti. Při teplotě nad 1000 °C dochází ke karbonizaci, při teplotě nad 2000 °C získá vlákno strukturu jako grafit. Tato struktura se vyznačuje vyšším modulem pružnosti při poklesu pevnosti v tahu. V průmyslu se z tohoto důvodu používají dva druhy uhlíkových vláken, a sice vysokopevnostní, označovaný jako HS (High Strength), a vysokomodulová HM (High Module). Dalším druhem uhlíkového vlákna, se kterým se lze setkat, nese označení UHM (Ultra High Module), který má ještě vyšší modul pružnosti než HM vlákna. Uhlíková vlákna bývají ve formě nekonečného vlákna, pramence (roving), či jako tkanina.

[1; 2]

Kevlar

Kevlar je obchodní označení pro syntetické organické vlákno. Jedná se o aromatický polyamid (zkráceně Aramid). Kevlarová vlákna mají vysoký poměr pevnosti vůči hmotnosti (vyšší než borová vlákna nebo většina uhlíkových). Naopak v porovnání s uhlíkovými a borovými vlákny má Kevlar nízkou pevnost v tlaku a z tohoto důvodu se nepožívá na velmi namáhané díly. Nevýhodou Kevlarových vláken, se kterou je nutné při návrhu počítat, je, že pohlcují vzdušnou vlhkost. Vlákna jsou samozhášivá, netaví se a jsou chemicky odolná. Mají výbornou odolnost proti poškození, větší rázovou houževnatost a jsou schopné tlumit vibrace. [1; 2]

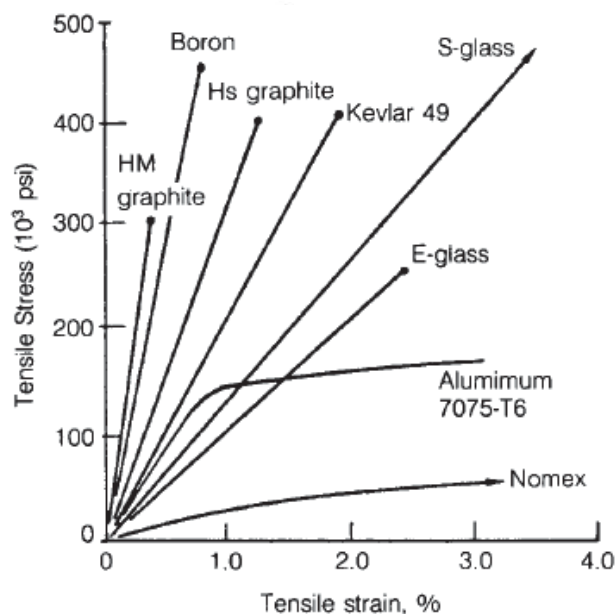
Sklo

Nejrozšířenějším materiálem vláken je sklo, především díky své nízké ceně. Jejich nevýhodou je nižší modul pružnosti. Kompozity se skelnými vlákny jsou široce používány pro konstrukce, které nepřenášejí velká zatížení nebo nepracují při velkém napětí. Používají se proto například pro části interiéru trupu nebo jako různé kryty. Skleněná vlákna jsou velmi rozšířena ve výrobě primárních konstrukcí menších sportovních letadel. Dvě nejběžnější třídy skla jsou E-sklo (bezalkalické) a S-sklo (vysokopevnostní). E-sklo poskytuje vysokou měrnou pevnost, dobré únavové vlastnosti, dielektrické vlastnosti a výbornou chemickou a korozní odolnost. Také vykazuje výbornou odolnost vůči vlivům okolního prostředí. Pro vyšší pevnostní nároky bylo vyvinuto S-sklo, které nabízí vyšší pevnost a vyšší modul pružnosti při nižší hustotě, ovšem za vyšší cenu. Dalšími typy skelných vláken jsou A, C a D-sklo, které se ovšem pro své špatné pevnostní vlastnosti nepoužívají v letecké výrobě. [1; 2]

Bór

Borová vlákna se vyrábí technologií CVD (chemical vapor deposition). Jedná se o napařování bóru z halogenidů na rozžhavené wolframové vlákno. Průměr takového vlákna je pak relativně velký. Borové vlákno je pevnější než uhlíkové a má vysoký modul pružnosti (větší než uhlíková vlákna, oproti skelným dokonce pětikrát). Velkému rozšíření borových vláken brání vysoká cena a výše zmíněný velký průměr vlákna. Další nevýhodou je obtížné zacházení s materiálem. Vlákna jsou extrémně tuhá a křehká, špatně se s nimi pracuje a mají omezeny minimální rádiusy, kolem

kterých může být tvarován. Kvůli velké tloušťce vrstvy nejsou bórová vlákna příliš vhodná na potahy, na které se více hodí materiály s tenkými vrstvami. [1; 2]



Obr. 1-5: Pracovní diagram pro různá vlákna (epoxidová matrice) [1]

1.3.2. Pojiva

Samotná vlákna jsou kvůli svým malým průměrům nevhodná pro samostatnou aplikaci. Proto je třeba vlákna spojovat do větších celků pomocí pojiv. Pojivo pak slouží k přenosu namáhání do vláken, zároveň je chrání před vnějším poškozením. Jako pojivo slouží různé materiály, nejčastěji využívané jsou však polymerní matrice. Materiály matric mohou být termosety, termoplasty, keramika nebo další materiály. Termoplasty se dají při zahřátí tvářet, jejich výhodou je výborná houževnatost, nevýhodou jsou problémy při zpracování. Výroba dílů s touto matricí probíhá lisováním a jsou vhodné spíše pro terciální díly kabin letounů. Pod termosety spadají pryskyřice, které rozdělujeme na polyesterové, epoxidové a polyamidové. Nejrozšířenější jsou epoxidové, které mají ovšem nižší houževnatost. Polyamidové jsou tepelně stálé a hodí se i pro použití do vyšších pracovních teplot. Matrice může být tvořena i kovy. V takovém případě se pak nejčastěji jedná o materiály s matricí, kterou tvoří tenký duralový plech a výztužné vlákno – ARALL (Aramid Aluminum Laminate – aramidová vlákna), GLARE (Glass Reinforced – skelná vlákna) a CARE (Carbon Reinforced – uhlíková vlákna). Lze použít i ocelovou matrici, příkladem takového materiálu je CAREST – Carbon Reinforced Steel. [1; 2]

Důležitým prvkem pro výsledné chování kompozitu je složení matrice. Vybraná matrice ovlivňuje vlastnosti jako jsou creep, pevnost v tlaku a ve stříhu, teplotní a chemická odolnost a odolnost vůči vlivu prostředí. Některé typy matric a jejich klíčové vlastnosti: [1]

- Epoxidová pryskyřice
 - Nejrozšířenější
 - Nejlepší konstrukční vlastnosti
 - Jednoduchá výroba

- Omezení maximální teplotou (93 °C)
- Polyester
 - Horší konstrukční vlastnosti – nenosné konstrukce
 - Jednoduchá výroba
- Polyamid
 - Pro použití ve vysokých teplotách (320 °C)
 - Náročnější výroba
 - Drahé
- Bismaleimidy
 - Použití ve vyšších teplotách (180 °C)
 - Jednoduchá výroba
- Fenolická pryskyřice
 - Podobná omezení jako polyester
 - Pro vyšší teploty
 - Náročnější výroba
 - Malý vývin kouře
- Termoplasty
 - Lepší houževnatost
 - Výrobní problémy ^[1]

1.3.3. Prepregy

Prepregy (preimpregnated) jsou impregnována vlákna v matrici. Společně tvoří jednu vrstvu a vlákna drží v jedné poloze. Prepreg má na svém povrchu nosnou fólii, která neumožňuje pohybu vláken a odstraňuje se až těsně před samotným zpracováním. ^[2]

Výhody:

- Jednoduchost výroby
- Přesný objemový podíl

Nevýhody:

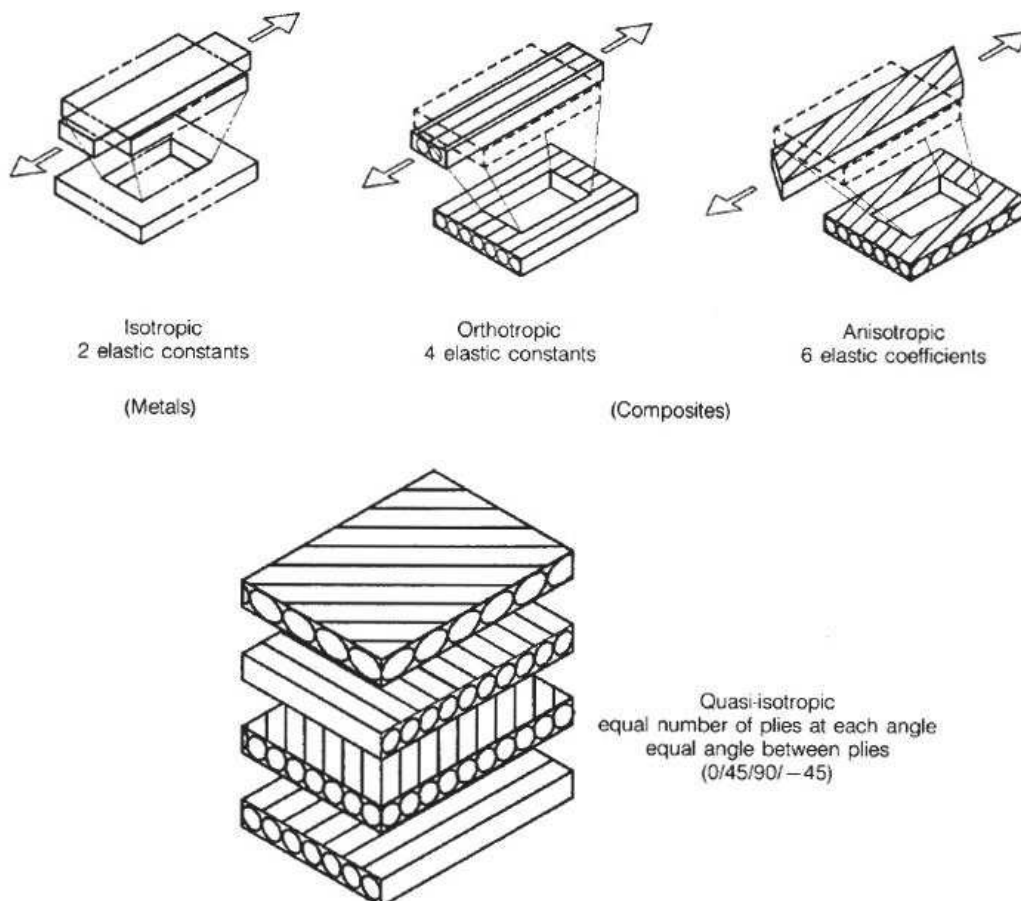
- Omezená skladovatelnost
- Nutnost autoklávu

1.4. Vlastnosti kompozitů

Vlastnosti kompozitů se vůči kovům (hlavně hliníkovým slitinám) liší v následujícím: ^[1]

- Vlastnosti kompozitů nejsou stejné ve všech směrech
- Pevnost a tuhost může být přizpůsobena požadavkům zatížení
- Větší rozmanitost mechanických vlastností
- Malá pevnost napříč tloušťkou
- Poškození se šíří spíše delaminací než trhlinami napříč tloušťkou
- Lepší únavové vlastnosti
- Větší citlivost na vnější teplotu a vlhkost

Kovové materiály jsou izotropní, tudíž mají mechanické vlastnosti stejné ve všech směrech. Kompozity jsou naopak anizotropní, což je dáno tím, že jednotlivé laminy mají velmi vysokou pevnosti a tuhost ve směru vláken (v podélném směru), ale pouze minimální vlastnosti napříč směru vláken. Křížové vrstvení dle požadavků napětí a funkčnosti umožňuje vytvořit vlastnosti podobné kovům. Avšak kompozity mohou být vrstveny tak, aby byly kvazi-izotropní – mající téměř izotropní vlastnosti (Obr. 1-6).^[1]



Obr. 1-6: Porovnání vlastností kompozitů a kovů [1]

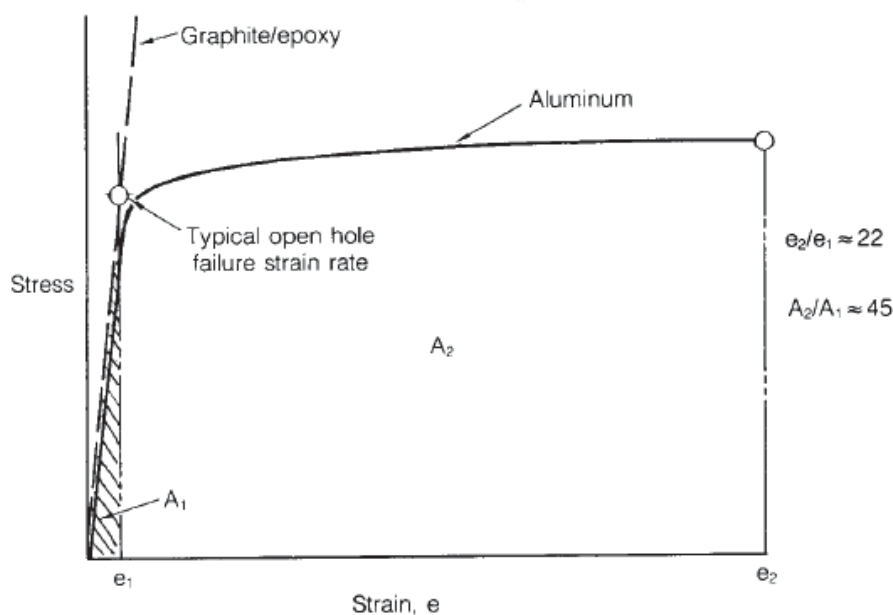
1.5. Výhody a nevýhody kompozitů

Výhody oproti kovovým materiálům: ^[1]

- Úspora hmotnosti
- Možnost orientování vláken v potřebném směru dle zatížení
- Odolnost vůči korozi
- Menší potřeba obrábění
- Lepší únavové vlastnosti
- Snížený počet dílů a zjednodušení montáže sestav
- Snížení počtu spojovacích materiálů
- Jednodušší vypouštění materiálu nebo naopak zesilování pomocí výztuží
- Malá teplotní roztažnost

Nevýhody kompozitů: ^[1]

- Vyšší cena
- Možnost koroze při spojování s kovy (uhlíkové kompozity)
- Degradace vlastností vlivem prostředí – teplota a vlhkost
- Může být požadována ochrana před úderem blesku
- Malá absorpce energie (Obr. 1-7) a velké poškození rázem
- Nákladnější kontrolní metody
- Možnost vnitřního poškození bez viditelných stop

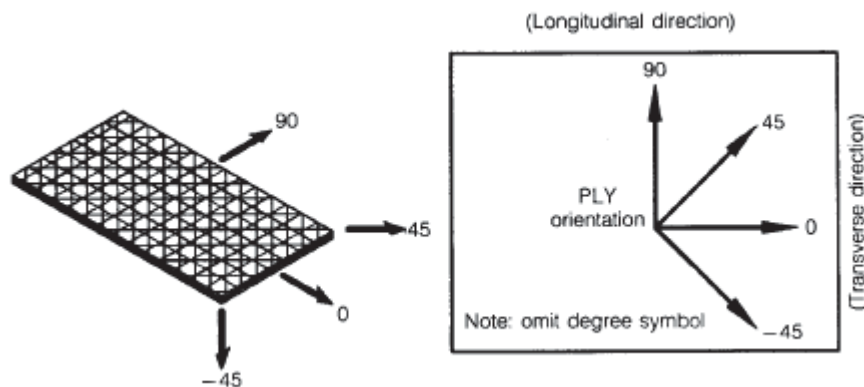


Obr. 1-7: Pracovní diagram kompozitu Uhlík/Epoxid a hliníkové slitiny [1]

1.6. Označování kompozitů

Znaménková konvence:

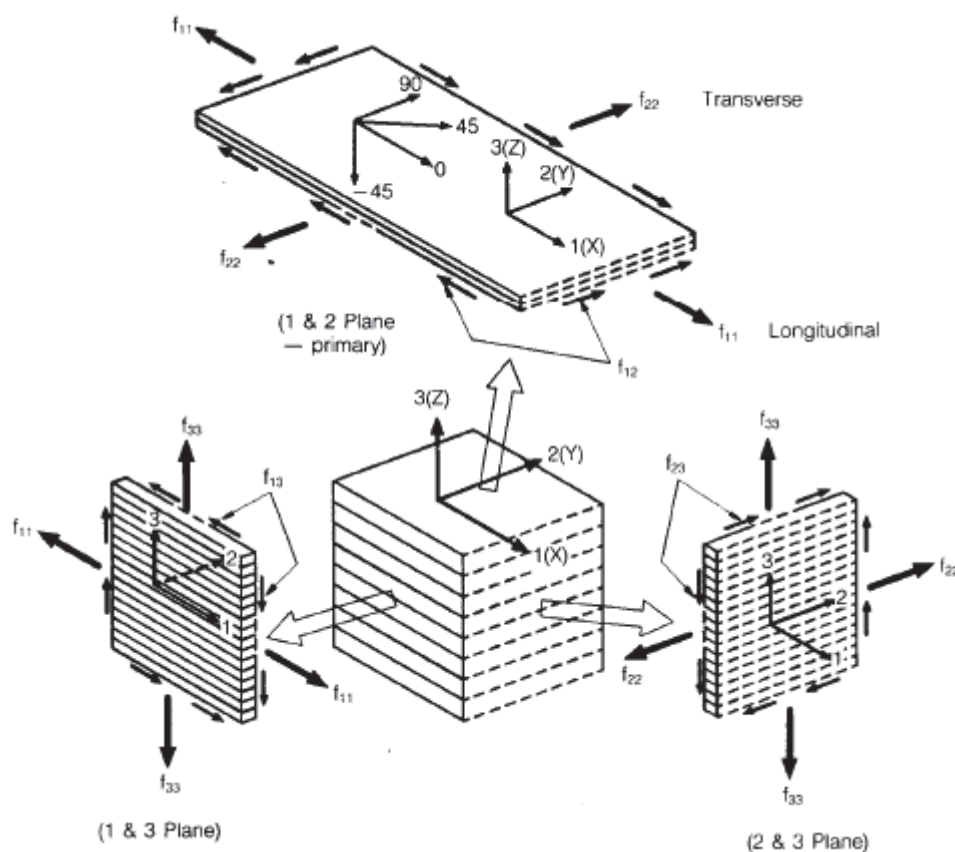
Čtyři standardně používané orientace lamin jsou 0° , -45° , 45° a 90° , i přesto se však mohou používat i jiné orientace, protože skladba kompozitů není nijak omezena. Znaménková konvence je naznačena na následujícím obrázku Obr. 1-8. ^[1]



Obr. 1-8: Znaménková konvence laminátů [1]

Značení symbolů:

Vzhledem k tomu, že jsou kompozity mnohem složitější vzhledem ke kovům (k homogenním materiálům) a obsahují vrstvy lamin a orientovaná vlákna, je třeba definovat několik základních symbolů a označení, díky kterým bude možné propojení daného materiálu s rovnicemi pevnostní analýzy kompozitů. Na následujícím obrázku (Obr. 1-9) jsou vyznačeny orientace souřadného systému a značení rovin. ^[1]

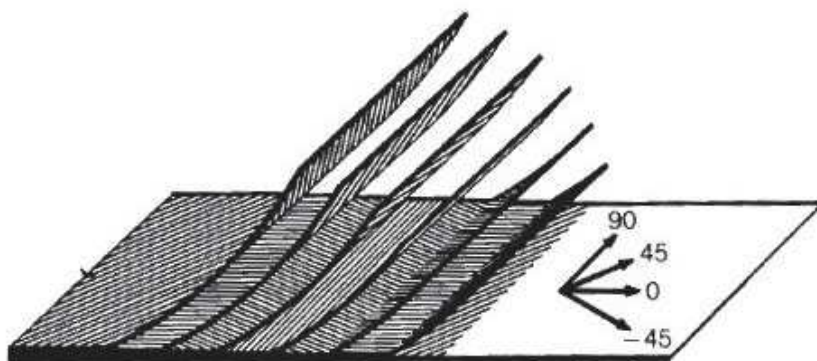


Obr. 1-9: Typické značení laminátů [1]

Kódování laminátů:

Pro pevnostní analýzy apod. se používá zkrácené kódování laminátů. Pravidla pro zápis kompozitů jsou následující: [1; 2]

- Každá vrstva je označena číslem, jež odpovídá úhlu orientace vláken k ose x (Obr. 1-10)
- Vrstvy jsou seřazeny dle skutečné skladby, přičemž kód začíná horní vrstvou
- Jednotlivé vrstvy jsou odděleny lomítkem a celý kód se uzavírá do závorek
- Více stejně orientovaných vrstev se značí indexem udávající počet stejných vrstev
- Pokud je laminát symetrický, je možné zkrátit kód vypsáním poloviny a označením „s“
- Pokud je laminát symetrický okolo střední vrstvy, napíše se nad střední vrstvou čárka



Obr. 1-10: Kódování laminátů [1]

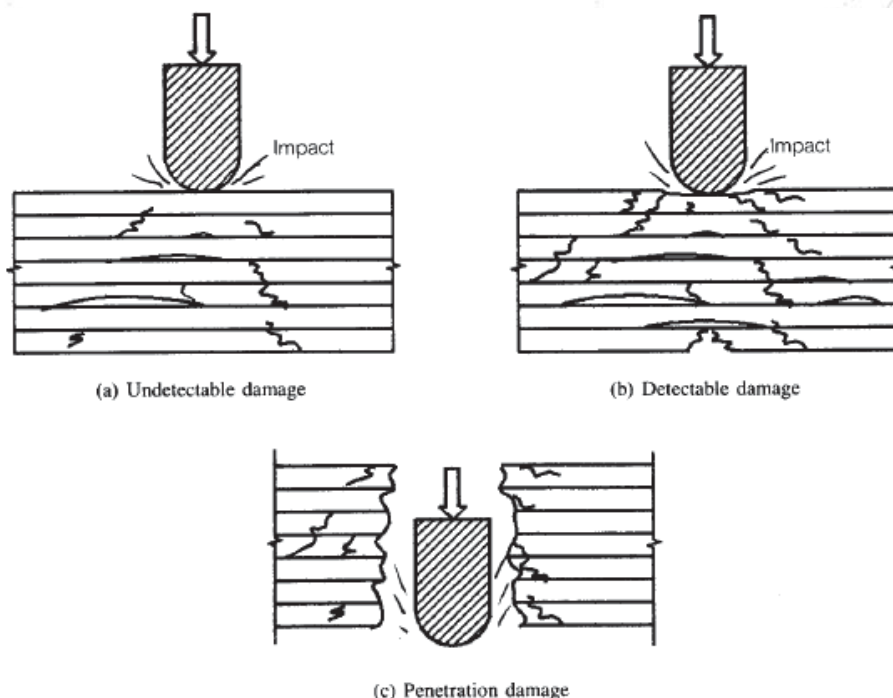
2. PRŮRAZY KOMPOZITŮ

2.1. Motivace

V případě kompozitů je třeba velmi dbát na poškození rázem. Je to dané sklonem kompozitních konstrukcí k delaminaci, která se může vyskytnout i v případě, kdy má razník (obecně cizí těleso) malou kinetickou energii. V takovém případě vůbec nemusíme zaregistrovat, že k nějaké delaminaci došlo, protože na kompozitu nejsou žádné známky poškození (Obr. 2-1). Nárazy s malou kinetickou energií mohou být například pád náradí, zavazadla či nákladu. Pokud taková událost nastane, je potřeba nejdříve zjistit stupeň způsobeného poškození, protože mohlo dojít k vážnému vnitřnímu poškození, které výrazně sníží tahovou pevnost. Výsledná pevnost v tlaku může být redukována na méně než polovinu původní hodnoty. Jakmile nastane náraz, který způsobí viditelné poškození, mohou být ztráty tlakové pevnosti ještě větší. ^[1]

Mezi nejčastější příčiny poškození patří: ^[1]

- Pád náradí při údržbě letounu
- Nečistoty na vzletové a přistávací dráze
- Náraz kroupy
- Náraz ptáka
- Špatná manipulace s letounem
- Balistické poškození



Obr. 2-1: Typy poškození kompozitů [1]

Poškození můžeme rozdělit následovně: ^[1]

- Škrábance – škrábanec na povrchu kompozitu o délce 4 palce a hloubce 0,02 palce
- Delaminace – delaminace, jejíž plocha odpovídá kruhu o průměru cca 2 palce
- Rázové poškození – poškození, které způsobí důlek

Možnosti zlepšení vlastností kompozitů z hlediska poškození: ^[1]

- Použití $\pm 45^\circ$ vrstev na vnějším povrchu laminátu
- Použití tkaniny na vnějším povrchu
- Omezení použití několika lamin se stejnou orientací po sobě
- Přidání kevlaru nebo skelného vlákna do uhlíkového kompozitu
- Použití termoplastů místo termosetů

Letecké stavební předpisy na tyto impaktové události myslí a stanovují požadavky na rázové vlastnosti konstrukce. V souvislosti s vývojem nového kompozitového vzduchovodu pro letoun L-39NG řeší Aero Vodochody požadavky těchto předpisů: ^[8]

- Bird Strike (náraz ptáka) – dle normy DEF STAN 00-970 Part 1/13
- Hail Impact (náraz kroupy) – dle CS 23.903 a AMC 23.903

2.1.1. Náraz ptáka

Náraz ptáka je řešen dle normy DEF STAN 00-970 PART 1/13 (Section 4.9). Tento předpis přesně stanovuje oblasti impaktu, rychlosti a hmotnost ptáka. Některé části tohoto předpisu jsou: ^[8]

- 4.9.3 – Flying Qualities
- 4.9.4 – The Threat
- 4.9.5 – Requirement
- 4.9.9 – Engine Air Intakes

Motorové vzduchovody (Engine Air Intakes) jsou řešeny částí 4.9.9, která stanovuje požadavky na odolnost vůči nárazu ptáka následovně: ^[8]

- a) Žádné poškození stěn vzduchového kanálu nebo sacího potrubí při rychlostech do $0,7 v_M$, které není přijatelné pro neomezené pokračování provozu
- b) Žádné poškození, které by zabránilo provozu ramp, dveří nebo podobných zařízení sloužících k úpravě proudění vzduchu až do rychlosti $1,0 v_M$
- c) Žádná deformace vzduchovodu, která by způsobila značné snížení výkonu motoru až do rychlosti $1,0 v_M$
- d) Žádný průraz stěn vzduchovodu nebo oddělení průtoku nasávaného vzduchu ze vstupní části, které by přesahovaly limity pro použití motoru, až do rychlosti $1,0 v_M$

v_M je normální trvalá rychlost vyžadovaná základními úkoly ve specifikaci letounu pro použití až do výše 762 metrů nad mořskou hladinou (2500 ft). v_M nesmí překročit 480 kts (TAS). Pro letoun L-39NG byla rychlost v_M stanovena na 320 kts. ^[8]

2.1.2. Náraz kroupy

Náraz kroupy je řešen dle předpisů CS 23.903(a)(1) and AMC 23.903(f). Je zde použit přístup na základě úvahy, že rázová odolnost vzduchovodu musí být stejná nebo větší než odolnost motoru. Toto znamená, že pro vzduchovod jsou přípustné stejné impakty jako pro motor. ^[8]

2.2. Rozdělení impaktů

Obvykle se impakty rozdělují na nízkorychlostní (low velocity impact) a na vysokorychlostní (high velocity impact), někdy i na hyperrychlostní. Hranice mezi tímto rozdělením není pevně stanovena a může se lišit dle autora. Někteří definují low-velocity impact jako událost, která může být považována jako kvazistatická. Horní hranice se pak pohybuje mezi jedním a desítkami metrů za sekundu (závisí na tuhosti a materiálových vlastnostech vzorku a na hmotnosti a tuhosti razníku). Odezvě vysokorychlostního impaktu dominuje šíření napěťové vlny napříč materiálem, přičemž nemá vzorek čas reagovat a tento impakt vede k velké lokální poruše. Efekt okrajových podmínek může být zanedbán, protože celá událost proběhne dříve, než stihne napěťová vlna dojít k okrajům vzorku. U nízko rychlostního impaktu je dynamická odezva konstrukce zkoušeného vzorku stejně důležitá jako to, aby čas trvání kontaktu byl dostatečně dlouhý, aby celá konstrukce mohla reagovat na impakt, v důsledku čehož je mnoho energie elasticky absorbováno. ^[3]

Dle některých autorů je vhodné rozdělovat typy impaktů dle vzniklého poškození, obzvlášť pokud jsou poškození hlavním zájmem těchto zkoušek. Vysokorychlostní impakty se pak vyznačují penetrací zkoušeného vzorku způsobenou porušením vláken. Nízkorychlostní impakty se oproti tomu vyznačují pouze delaminací a prasknutím matrice. ^[3]

2.3. Módy porušení

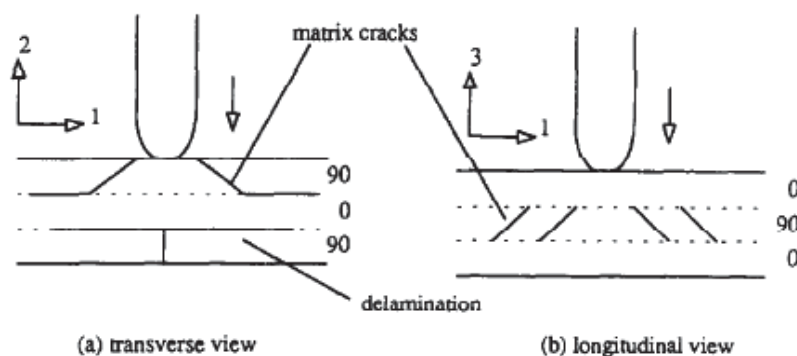
U kompozitních materiálů s výztužnými vlákny (jednosměrné lamináty) rozlišujeme kvůli jejich heterogenním a anizotropním vlastnostem čtyři hlavní módy porušení: ^[3]

- Matricový mód
- Delaminační mód
- Vlákenný mód
- Penetrace

Je velice důležité správně určit mód porušení, protože ovlivňuje zbytkovou pevnost. Interakce mezi módy porušení je velmi důležitá z hlediska pochopení vzniku a šíření poruch v laminátu. ^[3]

2.3.1. Porušení matrice

Porušení matrice je první typ poruchy vyvolaný příčným nízkorychlostním impaktem. Obvykle zahrnuje prasknutí matrice a oddělení matrice a vláken. Praskliny matrice vzniknou kvůli rozdílným vlastnostem výztužného vlákna a matrice. Tyto praskliny bývají obvykle orientovány v rovinách rovnoběžných se směrem vláken (u jednosměrných vrstev). Typické schéma prasknutí matrice lze vidět na následujícím obrázku Obr. 2-2. ^[3]

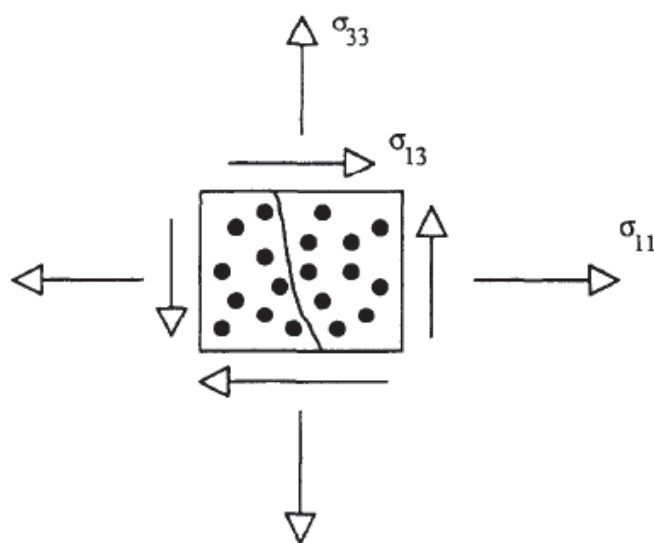


Obr. 2-2: Počáteční poškození kompozitového panelu [3]

Prasknutí matrice v horních vrstvách (na předchozím obrázku vlevo) a v prostřední vrstvě (obrázek vpravo) začíná pod okraji razníku. Tyto smykové praskliny vznikají kvůli velmi velkému smykovému napětí napříč materiálem a mají sklon zhruba 45°. Příčné smykové napětí souvisí se silou při kontaktu a s plochou kontaktu. [3]

Prasklina na spodní vrstvě vzorku označujeme jako ohybovou prasklinu, protože je způsobena velkým tahovým ohybovým napětím a typicky bývá svisle (na předchozím obrázku vlevo). Ohybové napětí velmi souvisí s ohybovou deformací laminátu. Někteří autoři zdůrazňují, že typ matricové praskliny závisí na celkové struktuře impaktovaných vzorků. U dlouhých tenkých vzorků se ohybové praskliny objevují v nižších vrstvách kvůli nadměrnému průhybu a následující membránový efekt dominuje. Naproti tomu krátké vzorky o větší tloušťce mají větší tuhost, tudíž vyšší kontaktní síla způsobí smykové praskliny pod razníkem v horních vrstvách. [3]

Chang a jeho kolegové [13] se o tuto problematiku více zajímali a prohlásili, že svislá orientace (90°) ohybové praskliny je způsobena kombinací σ_{33} , σ_{11} a σ_{13} (Obr. 2-3) při rázovém poškození s liniovým zatížením. V jejich rozboru také vyvozují, že σ_{33} je velmi malé vůči σ_{11} a σ_{13} po celou dobu impaktu a že existuje kritická hodnota energie, pod kterou se žádné poškození neobjeví. [3]



Obr. 2-3: Schéma složek napětí (ohybové praskliny matrice) [3]

2.3.2. Delaminace

Delaminace je prasklina, která se šíří v oblasti s vysokým obsahem pryskyřice mezi vrstvami vláken s rozdílnou orientací. Přibližně se jedná o tloušťku 0,0007 mm v případě uhlíkového kompozitu s epoxidovou matricí. [3]

Liu a Malvern [15] zkoumali spojitost mezi delaminací a místy, u kterých byla zjištěna porucha matrice. Liu vysvětlil, že delaminace byla výsledkem rozdílných ohybových tuhostí mezi jednotlivými vrstvami, což je dáno různou orientací vláken. Při své experimentální činnosti zjistil, že delaminované oblasti mají podlouhlý tvar, jehož hlavní osa je shodná s orientací vláken vrstvy pod touto oblastí. Také uvedl, že hlavní příčina delaminace je napětí vyvolané ohybem. Jak experiment, tak analýza ukázaly, že podél směru vláken má vzorek sklon ke konkávnímu ohybu, zatímco v příčném směru má sklon ke konvexnímu ohybu. Liu dále definoval součinitel nesouladu ohybu (bending mismatch coefficient) mezi dvěma sousedními vrstvami. Tento součinitel zahrnuje ohybové tuhosti. Čím větší nesoulad, tím větší bude oblast delaminace. Nejhorší případ orientace vláken je tedy 0/90. Dále je velikost delaminace ovlivněna vlastnostmi materiálu a skladbou a tloušťkou laminátu. [3]

Dorey [22] poskytl následující jednoduchý výraz pro elastickou deformační energii, která je absorbována v okamžiku výskytu delaminace. Tento poruchový mód je pravděpodobnější u vzorků s malým rozpětím o větší tloušťce a nízkou interlaminární smykovou pevností (ILSS). [3]

$$E = \frac{2\tau^2 w L^3}{9E_f t}$$

Kde:

τ = interlaminární smyková pevnost

w = šířka vzorku

t = tloušťka vzorku

L = nepodepřená délka vzorku

E_f = ohybový modul

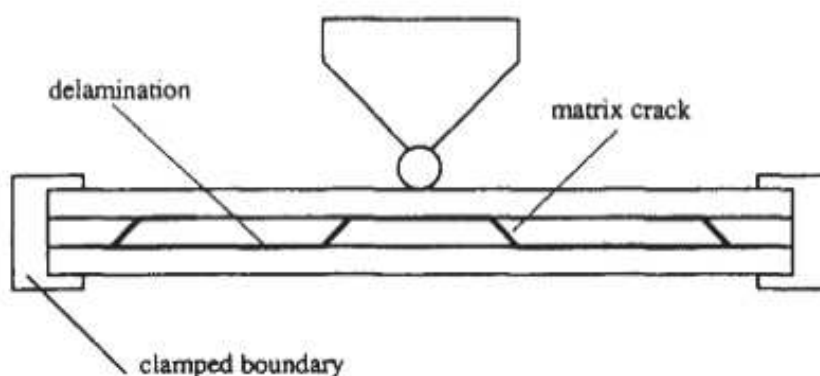
Vznik delaminace a vazba na prasknutí matrice

Delaminace, která vzniká při příčném rázu, nastává pouze po dosažení mezní energie a bylo zjištěno, že delaminace nastává pouze za současného prasknutí matrice. [3]

Takeda a spol. [11] přišel na souvislost mezi prasknutím matrice a delaminací a ukázal, že delaminace ne vždy probíhá přesně v oblasti rozhraní, ale někdy může probíhat i po obou stranách. Joshi a Sun [12] zkoumali stejný problém pro lamináty se skladbou 0/90/0, na kterých prováděli rázové zkoušky. Zjistili, že pokud se šikmá smyková trhлина v horní vrstvě dostane na rozhraní (Obr. 2-2 vlevo), je zastavena změnou orientace vláken a šíří se mezi vrstvami ve formě

delaminace. Tato delaminace je omezena střední příčnou trhlinou (Obr. 2-2 vpravo). Svislá ohybová trhlina pak iniciuje šíření delaminace bez omezení na spodní části rozhraní (Obr. 2-2 vpravo). Praskliny matrice, které vedou k delaminaci, se nazývají jako kritické matricové praskliny. [3]

Chang a jeho kolegové [14] prováděli zkoušky s nízko rychlostními impakty a zjistili typické poškození pro kompozit o skladbě 0/90/0, jež je znázorněno na následujícím obrázku (Obr. 2-4). Change a Choi [13] simulovali toto poškození pomocí 3D MKP metod. Dospěli k závěru, že delaminace vznikla jako mód I (prasklina matrice) kvůli velmi velkému normálnímu napětí a šířila se jako delaminace kvůli velkému interlaminárnímu smykovému napětí podél rozhraní lamin. Gargs [16] pak navrhl, že iniciace delaminace z praskliny matrice byla způsobena vývojem interlaminárních a smykových napětí na rozhraní.



Obr. 2-4: Typické prasknutí matrice a delaminace na kompozitu (0/90/0) [3]

Většinu analýz lomové mechaniky o vzniku a šíření delaminace je obtížné použít, protože předpokládají počáteční trhlínu nebo vadu v laminátu. Davies a Robinson [17] ve velmi zjednodušené izotropické analýze pro mezní hodnotu síly pro růst vnitřní kruhové delaminace ve střední rovině ukazují, že rychlost uvolňování deformační energie při delaminaci není závislá na jejím poloměru. Proto není potřeba znát počáteční velikost vady a mezní hodnota síly je dána vztahem: [3]

$$P_c^2 = \frac{8\pi^2 E t^3 G_{IIc}}{9(1-\nu^2)}$$

Kde:

P_c = mezní hodnota zatěžující síly

E = modul pružnosti

t = tloušťka vzorku

G_{IIc} = kritická rychlost uvolňování deformační energie

ν = Poissonova konstanta

Růst delaminace

Choi a Chang ^[18] uvedli, že růst delaminace je ovlivněn interlaminárním podélným smykovým napětím σ_{13} , příčným napětím v rovině σ_{22} ve vrstvě pod delaminovanou oblastí a interlaminárním příčným smykovým napětím σ_{23} ve vrstvě nad touto oblastí. ^[3]

Jednou z možností, jak zkoumat růst delaminace je, že, se mezi vrstvy vzorku vloží tenká folie, která se zalaminuje. Díky tomu lze zkoumat růst delaminace ze známé počáteční velikosti. ^[3]

Doxsee ^[19] spočítal absorbovanou energii na jednotku plochy růstu delaminace a přitom zjistil, že tato hodnota je konstantní. Jih a Sun ^[20] zjistili, že mezilaminární lomová houževnatost nezávisela na velikosti delaminace a že je možné delaminační oblast předpovědět z maximální hodnoty síly impaktu.

2.3.3. Porušení vláken

K tomuto módu poškození obvykle dochází o mnoho později než k prasknutí matrice či delaminaci. Poškození vláken se objevuje pod razníkem kvůli velkému lokálnímu napětí a vrubovému efektu (indentation effects), který je nejvíce ovlivněn smykovými silami. Na spodní straně vzorku dochází k poškození vláken kvůli velkému ohybovému napětí. Poškození vláken je předstupeň dalšího módu – penetrace vzorku. Jednoduchá rovnice pro výpočet potřebné energie pro porušení vláken na spodní straně vzorku ohybem je následující: ^[3]

$$E = \frac{\sigma^2 w t L}{18 \cdot E_f}$$

Kde:

σ = ohybová pevnost

w = šířka vzorku

t = tloušťka vzorku

L = nepodepřená délka vzorku

E_f = ohybový modul

2.3.4. Penetrace

Penetrace je makroskopický poruchový mód, který se objevuje, když porušení vláken dosáhne kritické míry, a razníku je pak umožněno zcela proniknout materiálem. Výzkumy penetračních impaktů bývají hlavně v balistice. ^[3]

Cantwell a Morton ^[21] ukázali, že hranice energie potřebné pro penetraci při impaktu výrazně roste s tloušťkou vzorku pro kompozity s uhlíkovými vlákny (CFRP). Dále zkoumali proces penetrace pro výpočet absorbované energie ve smyku, delaminace a pružného ohybu. Tato

zjednodušená analýza předpokládá, že hlavní formou absorbování energie je smyk (50 až 60 % v závislosti na tloušťce vzorku).^[3]

El-Habak^[23] testoval různé varianty kompozitů vyztužené skelnými vlákny (GFRP) při penetračním zatížení a dospěl k závěru, že klíčovou roli pro určení penetračního zatížení hrálo chování skelného vlákna. Matrice měla naopak malý účinek. Další poznatek byl, že polyester byl vhodnější než epoxidová pryskyřice. Dorey vytvořil velmi jednoduchý analytický model průniku, ze kterého se dá absorbovaná energie spočítat následovně:^[22]

$$E = \pi \gamma t d$$

Kde:

γ = lomová energie
 t = tloušťka vzorku
 d = průměr razníku

3. EXPLICITNÍ ŘEŠIČE

3.1. MSC Software

Společnost MSC Software nabízí širokou škálu produktů pro různé způsoby využití. Pro nelineární aplikace se jedná o následující produkty:

- MSC Nastran SOL 400 – nelineární implicitní řešič
- MSC Nastran SOL 600 – nelineární implicitní řešič
- MSC Nastran SOL 106 – nelineární statický řešič
- MSC Nastran SOL 700 – nelineární explicitní řešič
- MSC Dytran – nelineární explicitní řešič

Ve společnosti Aero Vodochody Aerospace se pro simulace rázů používá řešič MSC Dytran. Z tohoto důvodu byl zvolen i pro potřeby této diplomové práce.

Všechny výše zmíněné produkty mohou využívat jako preprocesor a postprocesor program MSC Patran.

3.2. Použití explicitních metod a typické aplikace

Explicitní metody mají výhodu nad implicitními v případě, že časový krok u implicitního řešení musí být malý. Toto bývá způsobeno následujícími problémy: ^[10]

- Nelineární materiál – vysoký stupeň nelinearity může způsobovat potřebu malého časového kroku kvůli přesnosti
- Velká geometrická nelinearita – kontakty a tření mohou být nestabilní, a proto vyžadují malý časový krok pro stabilitu a přesnost řešení
- Materiálové a geometrické nelinearity v kombinaci s velkými posuny
- Analýzy, u kterých fyzika problému vyžaduje malý časový krok – například srážky a impaktní vlastnosti

Typické aplikace: ^[10]

- Nafouknutí airbagu
- Působení airbagu na cestující
- Kolize lodí
- Analýzy tváření plechových dílů
- Výpočty při návrhu zbraní
- Zatížení konstrukce výbuchem a výstřely
- Nárazy ptáka a kroupy u leteckých konstrukcí
- Vysokorychlostní průrazy

3.3. Implicitní a explicitní metody

3.3.1. Implicitní metody

Mnoho programů MKP používá implicitní metody k provedení řešení. Běžně používají Newmarkovo schéma pro integraci v čase. Pokud aktuální časový krok je krok n , pak pro dobrý odhad zrychlení na konci kroku $n + 1$ bude dostačující následující pohybová rovnice: ^[7]

$$M \cdot a'_{n+1} + C \cdot v'_{n+1} + K \cdot d'_{n+1} = F_{n+1}^{ext}$$

Kde:

M = matice hmotnosti

C = matice tlumení

K = matice tuhosti

F_{n+1}^{ext} = vektor vnějšího působícího zatížení v kroku $n + 1$

a'_{n+1} = odhad zrychlení v kroku $n + 1$

v'_{n+1} = odhad rychlosti v kroku $n + 1$

d'_{n+1} = odhad posunutí v kroku $n + 1$

Apostrof značí, že se jedná o odhadnutou hodnotu.

Odhady posunutí a rychlosti jsou dány vztahy:

$$d'_{n+1} = d_n + v_n \cdot \Delta t + ((1 - 2 \cdot \beta) a_n \cdot \Delta t^2) / 2 + \beta \cdot a'_{n+1} \Delta t^2$$

$$v'_{n+1} = v_n + (1 - \gamma) a_n \cdot \Delta t + \gamma \cdot a'_{n+1} \Delta t$$

Případně:

$$d'_{n+1} = d_n^* + \beta \cdot a'_{n+1} \Delta t^2$$

$$v'_{n+1} = v_n^* + \gamma \cdot a'_{n+1} \Delta t$$

Kde Δt je čas mezi kroky a β a γ jsou konstanty. Výrazy d_n^* a v_n^* jsou prediktivní a vycházejí z hodnot již vypočítaných. Dosazením těchto hodnot do pohybové rovnice dostaneme rovnici:

$$M \cdot a'_{n+1} + C \left(v_n^* + \gamma \cdot a'_{n+1} \cdot \Delta t \right) + K \left(d_n^* + \beta \cdot a'_{n+1} \cdot \Delta t^2 \right) = F_{n+1}^{ext}$$

Nebo

$$\left[M + C \cdot \gamma \cdot \Delta t + K \cdot \beta \cdot \Delta t^2 \right] a'_{n+1} = F_{n+1}^{ext} - C \cdot v_n^* - K \cdot d_n^*$$

Pohybová rovnice pak může být definována jako:

$$M^* \cdot a'_{n+1} = F_{n+1}^{residual}$$

Zrychlení se pak získají inverzí matice M^* následovně:

$$a'_{n+1} = M^{*-1} \cdot F_{n+1}^{residual}$$

Toto je analogie k rozkladu matice tuhosti v lineární statické analýze. Nicméně pro zahrnutí dynamiky jsou zde navíc přítomny výrazy pro hmotnost a tlumení. [7]

3.3.2. Explicitní metody

Pohybová rovnice: [7]

$$M \cdot a_n + C \cdot v_n + K \cdot d_n = F_n^{ext}$$

Může být přepsána jako:

$$d_{n+1} = d_n + v_{n+1/2} \cdot \Delta t_{n+1/2}$$

$$a_n = M^{-1} \cdot F_n^{residual}$$

Kde:

F_n^{ext} = vektor vnějšího působícího zatížení

F_n^{int} = vektor vnitřních sil

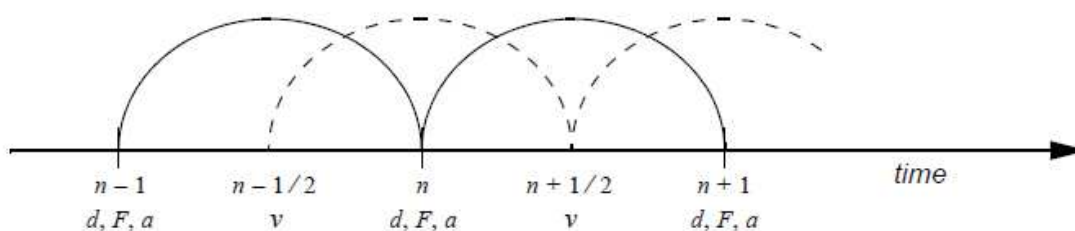
$F^{int} = C \cdot v_n + K \cdot d_n$

M = matice hmotnosti

Zrychlení získáme, když provedeme inverzi hmotnostní matice a vynásobíme ji vektorem reziduálních sil. V explicitním MKP kódu, jako je Dytran a SOL 700, je matice hmotnosti diagonální. Protože je diagonální, je její inverze jednoduchá a matice rovnic je sada nezávislých rovnic pro každý stupeň volnosti, které lze psát takto: [7]

$$a_{ni} = F_{ni}^{residual} / M_i$$

Přeskakovací schéma (Leap-frog scheme) je využito pro postup v čase (Obr. 3-1). Pozice, síly a zrychlení jsou stanoveny v kroku n , zatímco rychlosti jsou stanoveny v kroku $n+1/2$. Grafické znázornění je na obrázku. ^[7]

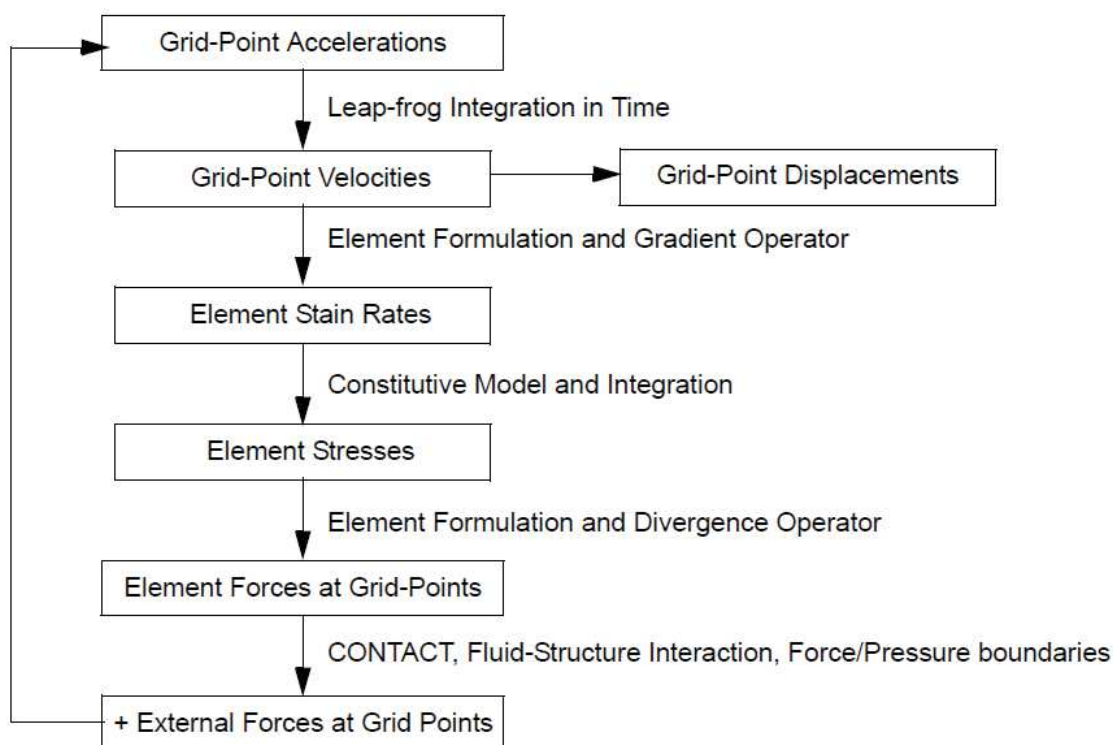


Obr. 3-1: Leap-frog scheme [7]

$$v_{n+1/2} = v_{n-1/2} + a_n (\Delta t_{n+1/2} + \Delta t_{n-1/2}) / 2$$

$$d_{n+1} = d_n + v_{n+1/2} \cdot \Delta t_{n+1/2}$$

Explicitní metody s diagonální hmotnostní maticí nevyžadují dekompozici matice nebo řešení matice. Místo toho probíhá cyklus v každém kroku, jak je znázorněno na následujícím diagramu (Obr. 3-2). ^[7]



Obr. 3-2: Cyklus řešení explicitní metody [7]

Explicitní časový krok

Implicitní metody mohou být stabilní bez ohledu na velikost časového kroku. Časový krok musí být menší, než je potřebný čas pro překonání nejmenšího elementu sítě napěťovou vlnou. Běžně je explicitní časový krok stokrát až tisíckrát menší než u implicitního kódu. Nicméně iterace nezahrnují nákladnou kompozici a dekompozici matic, a proto explicitní metody mohou konkurovat implicitním metodám. Protože nejmenší elementy v explicitním řešení určují časový krok, je velmi důležité vyhnout se velmi malým elementům v použité síti. ^[7]

Courantovo kritérium

Protože je nemožné udělat kompletní analýzu vlastního čísla v každém cyklu pro výpočet časového kroku, je používána aproximační metoda známá jako Courantovo kritérium. Toto kritérium je založeno na minimálním času, který potřebuje napěťová vlna pro překonání každého elementu: ^[7]

$$\Delta t = \frac{S \cdot L}{c}$$

Kde:

Δt = časový krok

S = měřítko časového kroku

L = rozměr nejmenšího elementu

c = rychlost zvuku v materiálu elementu

Pro 1D prvky se rychlost zvuku vypočítá jako:

$$c = \sqrt{\frac{E}{\rho}}$$

Kde:

E = modul pružnosti v tahu

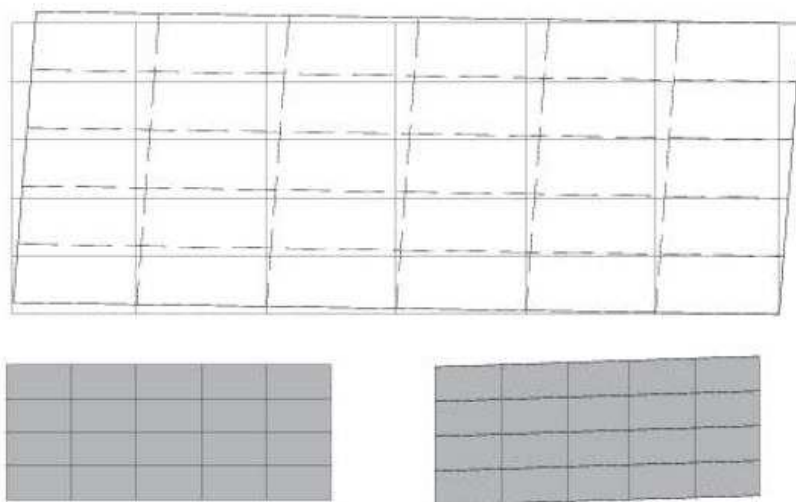
ρ = hustota materiálu

3.4. Metody řešení

Dytran obsahuje dvě řešící techniky – Lagrangeovu a Eulerovu. Kód může používat jednu, ale i obě techniky zároveň. Lagrangeova metoda je nejběžnější pro řešení konečných prvků pro inženýrské aplikace, zatímco Eulerova metoda je častěji používána pro analýzu tekutin a materiálů s velkou deformací. ^[5]

3.4.1. Lagrangeova metoda

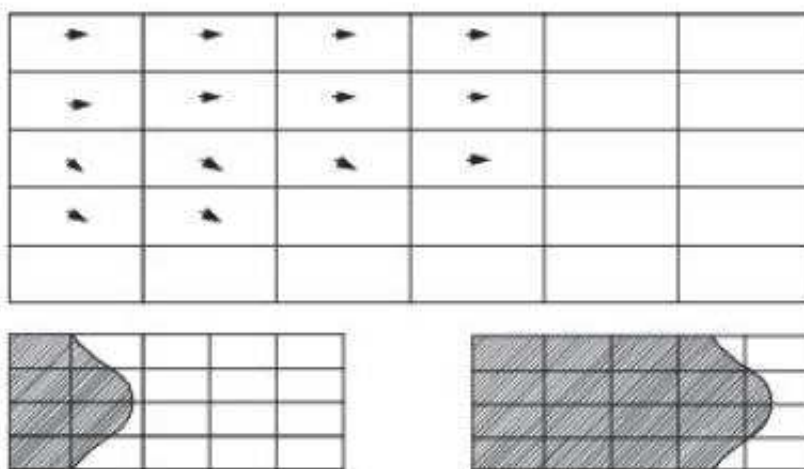
Při použití Lagrangeovy metody jsou body mřížky pevně spojeny s pozicemi na analyzovaném tělese. Elementy materiálu jsou vytvořeny spojením bodů mřížky dohromady. Dohromady elementy tvoří síť (mesh). Jak se těleso deformuje, body mřížky se posouvají s materiálem a deformují elementy (Obr. 3-3). Při použití Lagrangeovy metody se tedy počítá pohyb elementů, které mají konstantní hmotnost. ^[5]



Obr. 3-3: Lagrangeova metoda [5]

3.4.2. Eulerova metoda

V Eulerově řešiči jsou body mřížky zafixované v prostoru a elementy jsou oddíly, jež jsou definované spojením bodů této mřížky. Eulerovská síť je pevným referenčním rámem (Obr. 3-4). Materiál analyzovaného tělesa se pohybuje skrze Eulerovskou síť. Hmotnost, hybnost a energie se přenášejí z prvku na prvek. Eulerovský řešič tedy počítá pohyb materiálů pomocí prvků konstantního objemu. ^[5]



Obr. 3-4: Eulerova metoda [5]

4. ZKOUŠKA IMPAKTOVÝCH VLASTNOSTÍ

4.1. Popis průběhu zkoušky

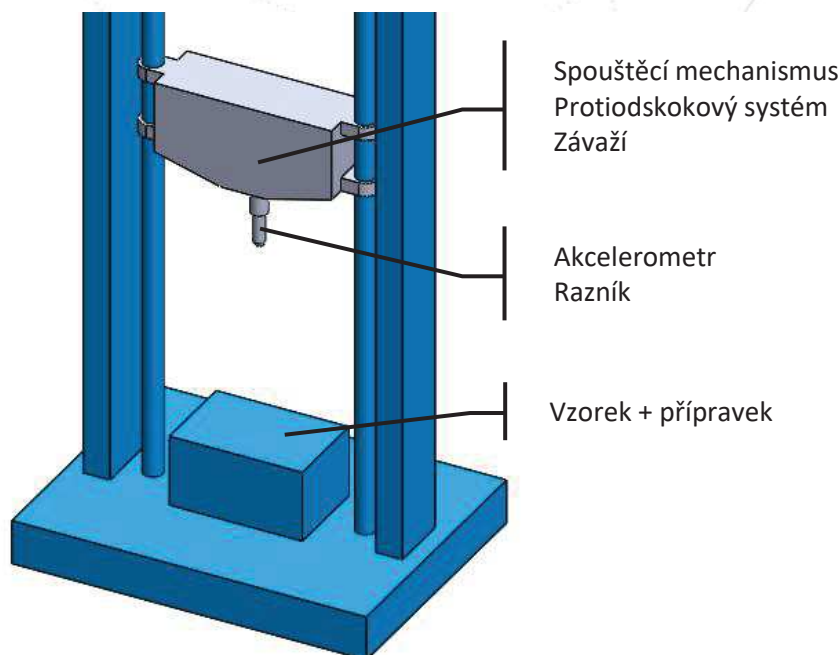
Zkoušky impaktových vlastností pro Aero Vodochody Aerospace (AVA) prováděl Výzkumný a zkušební letecký ústav (VZLÚ). K těmto zkouškám byly ze společnosti AVA dodány sady vzorků z různých materiálových skladeb. Jednalo se o 6 různých skladeb, ve kterých byly využity kombinace uhlíkových, kevlarových a skelných lamin. V této kapitole a i dále v této práci budou používána data z VZLÚ [9].

Zkouška byla prováděna na padostroji SUPR v laboratořích VZLÚ. Při zkoušce bylo zaznamenáváno akcelerometrické měření časového průběhu zrychlení. Následným zpracováním byly zjištěny průběhy rázové síly, energie a průběhy rychlosti v závislosti na čase a dráze. Z těchto dat byla určena absorbovaná energie během impaktu a pro každý vzorek byla změřena hloubka impaktu.

Hlavním výsledkem těchto zkoušek bylo zjištění maximální možné impaktové energie pro jednotlivé kombinace materiálů, při které nedojde k průrazu vzorku. Maximální impaktová energie může být výrazně ovlivněna několika parametry:

- Velikost vzorku
- Uložení vzorku v přípravku
- Tvaru a průměru razníku

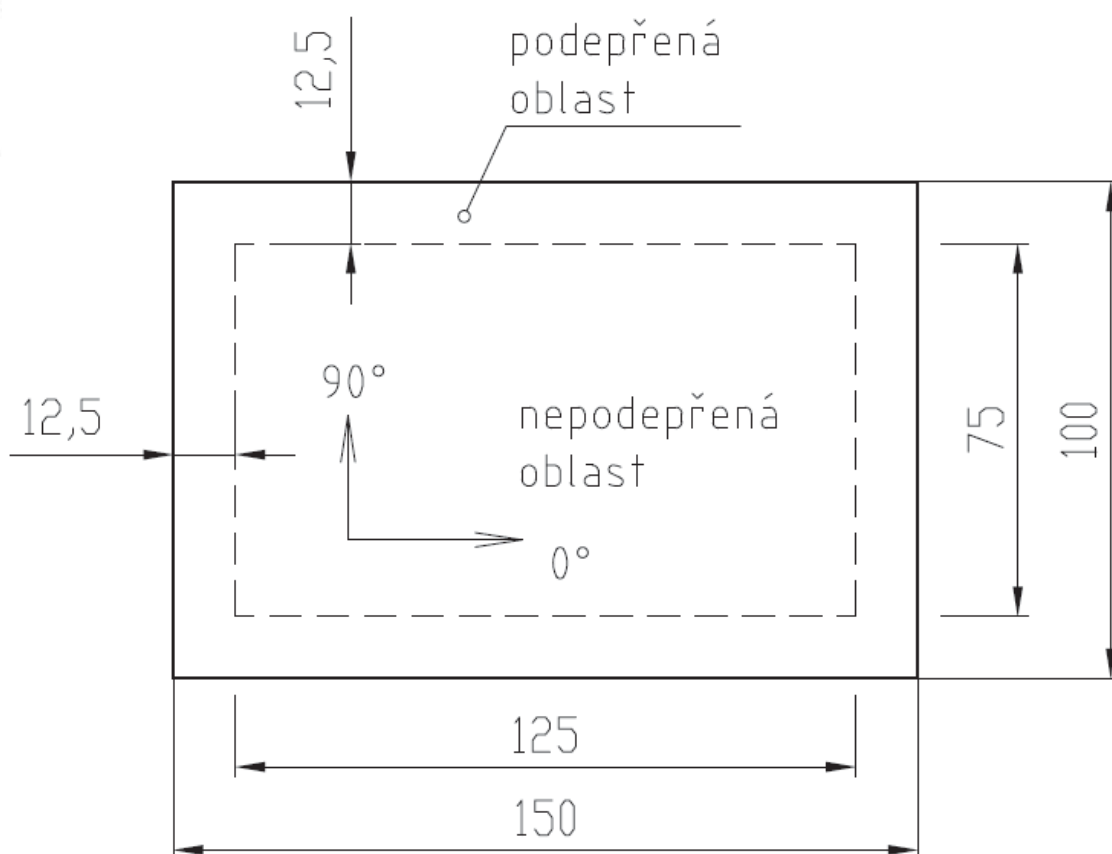
Hodnoty maximální impaktové energie proto nelze přímo přiřadit reálné konstrukci. Výsledkem těchto zkoušek je tedy spíše kvalitativní porovnání různých materiálů a určení vhodného materiálu z hlediska odolnosti vůči rázovému poškození.



Obr. 4-1: Schéma padostroje SUPR

Jak již bylo uvedeno, hlavní náplní zkoušky bylo vytvoření poškození rázem na pádovém impaktoru. K tomuto účelu byl ve VZLÚ použit padostroj SUPR – Systém pro Umělé Poškození Rázem. Zjednodušené schéma s popiskem na předchozím obrázku (Obr. 4-1). Pro většinu zkoušených panelů byl použit razník s hmotností $m=3,75875$ kg. Průměr primárně použitého razníku byl 12,7 mm ($1/2''$). Dle potřeb byly pro některé vzorky použity razníky s vyšší hmotností a větším průměrem (25,4 mm).

Zkoušené vzorky měly rozměry 150 x 100 mm a byly vloženy do přípravku v padostroji. Schéma uložení vzorků v přípravku je na Obr. 4-2. Přípravek měl otvor 125 x 75 mm a vzorky do něj byly umísťovány tak, že byly symetricky podepřeny v šířce 12,5 mm od okrajů. Správná poloha byla vymezena pomocí zářezek. Proti posunutí byl vzorek následně upnut čtveřicí rychloupínáků s gumovým zakončením. Toto upnutí je poddajné a nezamezuje natáčení vzorku, a proto se jedná o prosté uložení (odebrání možnosti posunutí ve směru impaktu a zamezení posunutí vzorku do stran), nikoliv o vetknutí.



Obr. 4-2: Uložení vzorku

U zkoušek bylo zaznamenáváno zrychlení razníku s vysokou snímkovací frekvencí (125000/s). Z průběhu zrychlení v čase pak byly za pomoci počátečních parametrů vypočteny tyto závislosti:

- Časový průběh rázové síly
- Časový průběh rázové energie
- Časový průběh rychlosti nárazu

- Časový průběh průhybu
- Průběh rázové síly v závislosti na průhybu

Průhyb byl určen z dráhy impaktoru. Absorbovaná energie byla vypočtena integrací.

4.2. Zkoušené panely

Jak již bylo uvedeno, rozměry vzorků byly 150 x 100 mm. Orientace vláken je naznačena na předchozím obrázku (Obr. 4-2). Bylo zkoumáno šest sad vzorků označovaných písmeny A až F. U každé sady se jednalo o šestnáct vzorků.

Materiály, ze kterých se skládaly jednotlivé sady vzorků, jsou uvedeny v tabulce Tab. 4-1.

Tab. 4-1: Sady vzorků a použité materiály

Sada	Materiál
A	Uhlík
B	Kevlar
C	kombinace Uhlík/Kevlar
D	hybrid
E	Sklo
F	Sklo/Kevlar

V této diplomové práci se již dále budu zabývat pouze vzorky A – uhlíkový kompozit. Tyto uhlíkové vzorky byly tvořeny dvanácti vrstvami tkaniny Hexply 8552. Skladba panelů byla následující: [(45/-45)/(0/90)]_{3S}.

5. VÝPOČTOVÝ MODEL PRO SIMULACI ZKOUŠEK

Ke tvorbě výpočetního modelu pro software MSC Dytran jsem využil program MSC Patran 2016. Vytvořený model a nastavení analýzy bude popsáno v této kapitole. Tento model byl sestaven tak, aby v co největší možné míře odpovídal zkoušce uhlíkových panelů, jež byla popsána v minulé kapitole.

Při vytvoření nového souboru v Patranu je třeba na začátku zvolit jako typ analýzy Dytran. Patran pak přizpůsobí nabídku možností pro použití Dytranu.

Tab. 5-1: Volba jednotek

Veličina	Jednotka
délka	m
čas	s
hmotnost	kg
hustota	kg/m ³
napětí	Pa
rychlost	m/s

5.1. Skupiny (Groups)

Model rázové zkoušky tvoří na první pohled dvě hlavní části:

- Vzorek (specimen)
- Razník (impactor)

Pro zamezení pohybu razníku do stran zavádíme třetí prvek – prsten na razníku, který bude zastávat funkci pomyslného vedení. Proto je vhodné hned v úvodu založit tři skupiny (Groups) a sice následující:

- Vzorek (specimen)
- Razník (impactor)
- Prstýnek vedení (ring)

Takto definované skupiny následně umožní jednoduchou a přehlednou správu a definici modelu.

5.2. Geometrie

Geometrie vymezuje velikost a tvar vzorku, velikost a tvar razníku a jejich vzájemnou polohu.

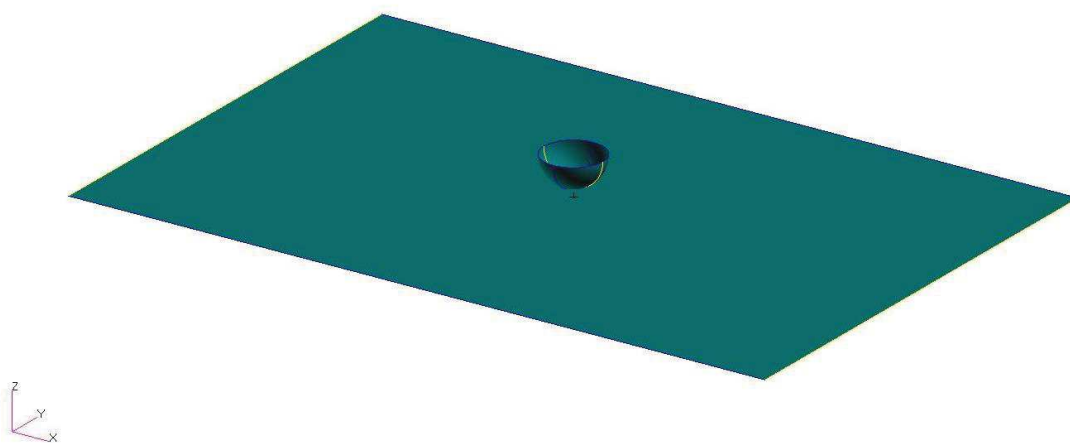
5.2.1. Vzorek

Rozměry vzorku jsou 150 x 100 mm. Vzorek byl vymodelován jako plocha (surface), jejíž střed je v počátečním bodě souřadného systému modelu (pozice 0,0,0).

5.2.2. Razník

Průměr řešeného razníku je 12,7 mm. Geometrie razníku byla vytvořena rotací čtvrtiny kružnice, tak aby se razník nacházel 2 mm nad vzorkem. Jedná se taktéž o plochu.

Prstýnek vedení razníku nebylo nutné modelovat. Výsledek je na obrázku Obr. 5-1.



Obr. 5-1: Geometrie modelu

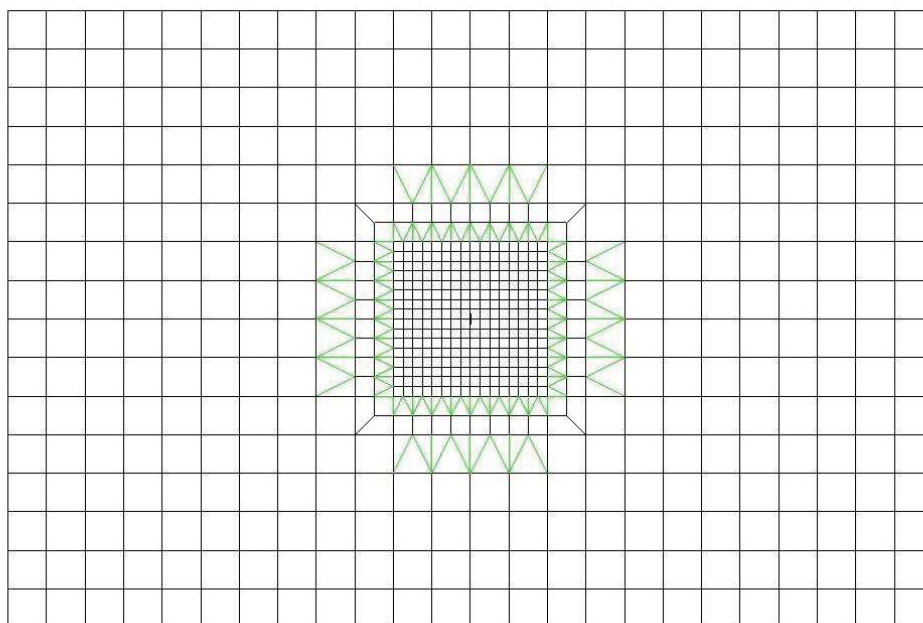
5.3. Výpočtová síť

5.3.1. Vzorek

Výpočtová síť (mesh) vzorku byla vytvořena za pomoci plošných QUAD4 a TRIA3 prvků. Velikost prvků byla volena tak, aby bylo možné vhodně provést vazby na okraji vzorku (pruh o šířce 12,5 mm), a proto byla vytvořena síť z prvků o hraně 6,25 mm. Tímto vznikla síť o velikosti 24 x 16 čtvercových elementů. V oblasti dopadu razníku byla jemnost sítě zvětšena čtyřikrát (velikost elementů 1,5625 mm). Přechody použité při zjemnění sítě jsou patrné na obrázku (Obr. 5-2). Pro správnou funkci modelu bylo nutné použít funkci pro spojení bodů (nodů) tvořících elementy pomocí funkce Equivalence. Tím se ze sítě odstranily volné hrany (free edges). Dále bylo potřeba provést sjednocení směru normál prvků pomocí funkce Verify – Normals.

Tab. 5-2: Souhrn sítě vzorku

Parametr	Hodnota
Velikost elementů	6,25 mm
Použité prvky	QUAD4, TRIA3
Zjemnění pod razníkem	4x
Vel. El. Pod razníkem	1,5625 mm



Obr. 5-2: Síť vzorku

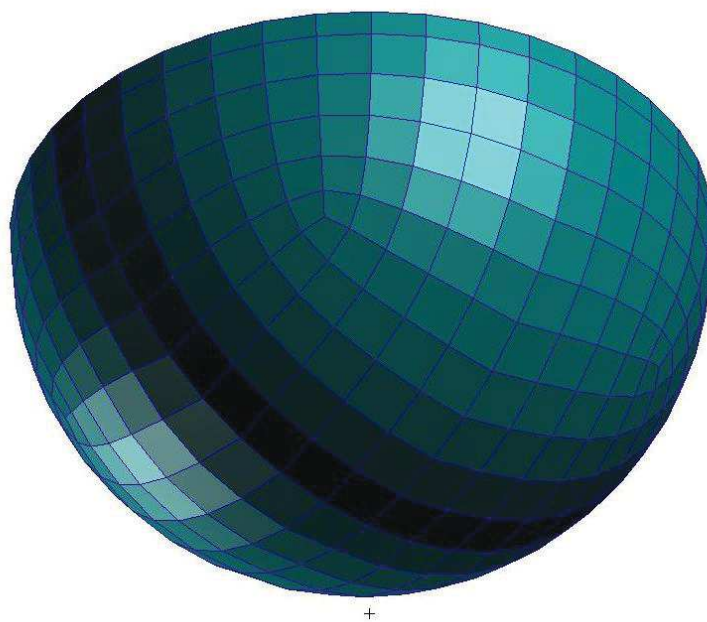
5.3.2. Razník + vedení

Síť razníku tvoří QUAD4 prvky s velikostí 1 mm. Na síť razníku navazuje jedna řada QUAD4 prvků o výšce 0,5 mm, která bude sloužit jako výše zmíněné vedení razníku. Síť razníku a prstýnku vedení lze vidět na obrázku (Obr. 5-3). Dále bylo opět nutné provést spojení nodů funkcí (Equivalence) a sjednocení normál všech elementů.

Síť vedení byla vytvořena za pomoci stávající sítě razníku vysunutím (Sweep – Extrude) jedné řady elementů z horní hrany sítě. Výška takto vzniklých prvků byla zvolena na 0,5 mm.

Tab. 5-3: Souhrn sítě razníku a vedení

Parametr	Hodnota
Velikost elementů	1 mm
Použité prvky	QUAD4
Výška prvků vedení	0,5 mm



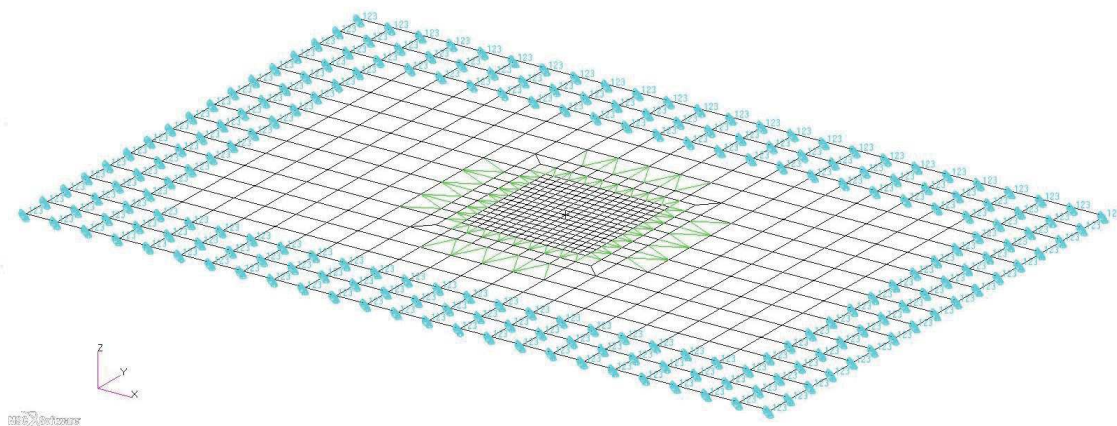
Obr. 5-3: Síť razníku

5.4. Okrajové podmínky a kontakt

Další částí tvorby modelu je definování okrajových podmínek a kontaktu mezi tělesy. Je nutné vytvořit zavazbení vzorku a vedení impaktoru. Razník má přiřazen vlastnosti tuhé plochy (Rigid Surface) s danou počáteční rychlostí. Prstýnku vedení razníku je nutné přiřadit stejnou počáteční rychlost. Počáteční rychlosti byly měněny dle rázové energie jednotlivých případů ze zkoušky z VZLÚ (Tab. 7-1).

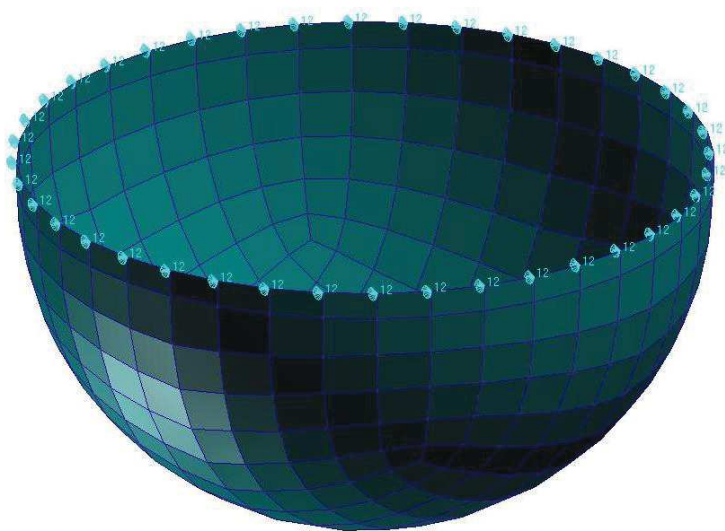
5.4.1. Zavazbení

Vzorek je podepřen po svém obvodu v šířce 12,5 mm, což odpovídá šířce dvou elementů sítě. U těchto elementů (resp. jejich nodů) je odebrán posun ve všech třech směrech viz Obr. 5-4.



Obr. 5-4: Vazby vzorku

U vedení razníku je vazba provedena odebráním posuvu ve směru X a Y (v rovině vzorku) v horní řadě nodů sítě razníku (Obr. 5-5). Pohyb razníku je tímto omezen pouze na pohyb v ose Z (osa razníku) a po dopadu a odražení od vzorku mu nebude umožněno posunutí do strany. Tímto je tedy provedena náhrada vedení, které bylo u skutečné zkoušky.



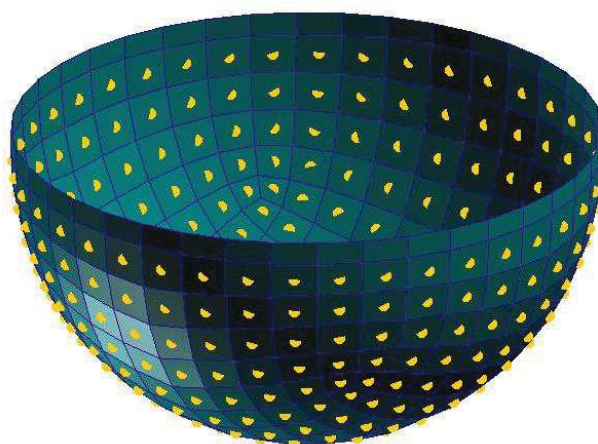
Obr. 5-5: Vazba vedení

5.4.2. Rigid Surface

U elementů tvořících razník je vhodné použití tuhých ploch (Rigid Surface). Těmto elementům není třeba následně definovat použitý materiál ani tloušťku. V parametrech Rigid Surface je možnost nastavení hmotnosti daného tělesa, které je reprezentováno onou tuhou plochou, a také možnost nastavení počáteční rychlosti (Obr. 5-6).

Tab. 5-4: Nastavení Rigid Surface

Parametr	Hodnota
Option	Surface
Poloha těžiště	[0., 0., 0.00835]
Hmotnost	3.7586701
Poč. rychlost	<0., 0., -2.31>
Setrvačnost Ixx	1.00E+20
Setrvačnost Iyy	1.00E+20
Setrvačnost Izz	1.00E+20



Obr. 5-6: Rigid Surface na razníku (žluté značky)

5.4.3. Počáteční rychlost

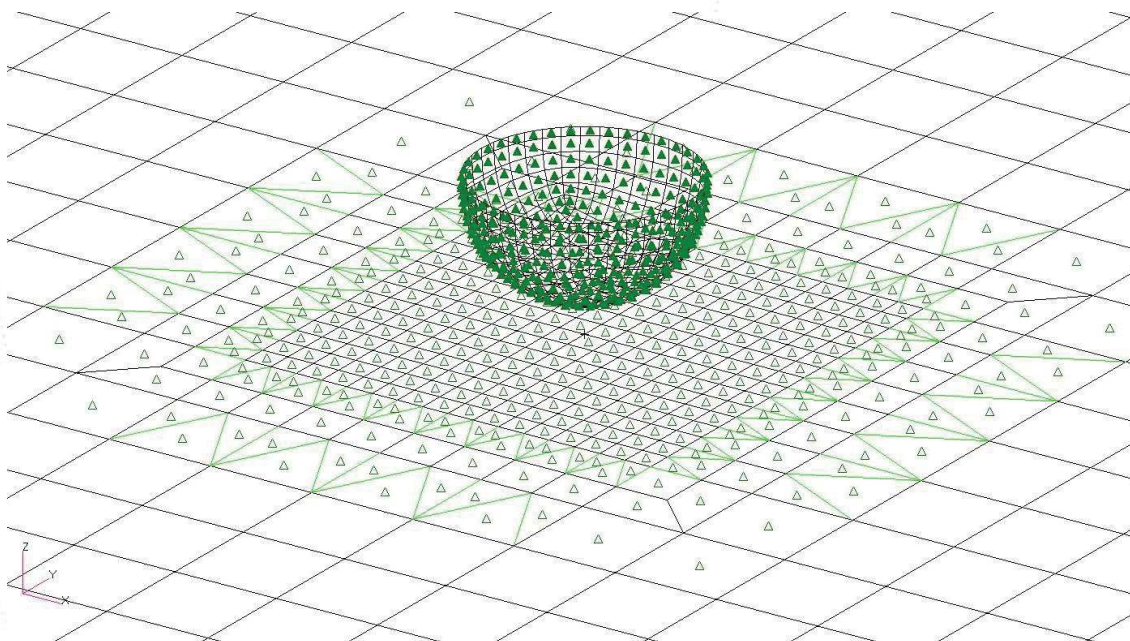
U horní řady nodů prstýnku vedení bylo třeba dodatečně definovat počáteční rychlost, shodnou s rychlostí udělenou tuhému razníku.

5.4.4. Kontakt

Kontakt byl nastaven s parametry uvedenými v následující tabulce (Tab. 5-5). Jako Master byla vybrána síť razníku. Pro Slave byla vybrána část sítě vzorku pod razníkem (Obr. 5-7).

Tab. 5-5: Nastavení kontaktu

Parametr	Hodnota
Master	Razník
Slave	Vzorek
Option	Adaptive Master-Slave Surface
Form Type	Advanced
Damping	Yes
Static Friction Coefficient	0.5
Konetic Friction Coefficient	0.5
Exponential Decay Coefficient	1



Obr. 5-7: Oblasti kontaktu

5.5. Materiály

Razník již má své tuhé vlastnosti přiřazený z Rigid Surface a proto není třeba pro něj definovat materiál. Prstýnek vedení razníku bude uvažován jako duralový (Tab. 5-6).

Vzorek je kompozit a je tak namodelován. Materiál pro skladbu tohoto kompozitu je definován jako ortotropní materiál s poruchovými kritérii MAT8A (Tab. 5-7). Jako podklady pro uhlíkovou tkaninu posloužily materiálové informace z AVA. Skladba je patrná z tabulky (Tab. 5-8).

Tab. 5-6: Vlastnosti dural

Property Name	Value	Unit
Constitutive Model	LinElas (MAT1)	-
Valid For	Shell	-
Density	2700	kg/m ³
Elastic Modulus	7.20E+10	Pa
Poisson Ratio	0.3	-
Shear Modulus		

Tab. 5-7: Vlastnosti tkaniny Hexply 8552

Property Name	Value	Unit
Constitutive Model:	LinElas(MAT8)	-
Valid For:	Shell	-
Failure Model:	Combination	-
Transv. Shear Failure	Sublayer	-
Degrad Model and Start	Time Steps/Indiv. Const.	-
Density	919	kg/m ³
Elastic Modulus E11	5.50E+10	Pa
Elastic Modulus E22	5.50E+10	Pa
Poisson Ration NU12	0.38	-
Shear Modulus G12	4.00E+09	Pa
Shear Modulus G1,z	4.00E+09	Pa
Shear Modulus 2,z	4.00E+09	Pa
Failure Stress	6.25E+08	Pa
Nonlinear Shear Coeff.	0	-
Longitudinal Tensile Failure	6.25E+08	Pa
Longitudinal Compres. Failure	7.38E+08	Pa
Lateral Tensile Failure	5.75E+08	Pa
Lateral Compres. Failure	6.88E+08	Pa
Fiber Tens. Fail. Model Number	4	-
Fiber Compr. Fail. Model Number	4	-
Matrix Tens. Fail. Model Number	4	-
Matrix Compr. Fail. Model Number	4	-
Matrix Shear Fail. Model Number	3	-
Prop. Deg. Fiber Tension Fail	1111	-
Prop. Deg. Fiber Compres. Fail	1010	-
Prop. Deg. Matrix Compres. Fail	0110	-
Prop. Deg. Matrix Tension Fail	0110	-
Prop. Deg. Matrix Shear Fail	0001	-
Number of Time Steps		-

Nastavení kritérií chování materiálu po poruše byly ponechány nevyplněny – byly použity defaultní hodnoty těchto kritérií. V tabulce jsou pro úplnost doplněny ony defaultní hodnoty. (1 znamená degradaci dané vlastnosti, 0 naopak. Jednotlivé pozice čtyřmístného kódu pak představují následující vlastnosti: E1, E2, μ_{12} a G12.)^[5; 6]

Tab. 5-8: Skladba vzorku

Ply no.	Material	Thickness [m]	Orientation [deg]
1	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	45
2	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	0
3	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	45
4	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	0
5	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	45
6	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	0
7	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	0
8	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	45
9	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	0
10	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	45
11	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	0
12	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	45

5.6. Přiřazení materiálů a vlastností

Přiřazení konkrétních materiálů k odpovídající síti lze provést přes příkaz Properties. Pro tuhý razník byla vytvořena Dummy Shell a pro vedení razníku Shell tvořená durallem o tloušťce 1 mm. Vzorku byla přiřazena kompozitová skladba uvedená výše se správnou orientací. Přehled vlastností a materiálů je v tabulce Tab. 5-9.

Tab. 5-9: Shrnutí materiálů a vlastností

Prvek	Typ		Materiál	Tloušťka	Orientace mat.
Razník	Dummy Shell		-	-	-
Vedení	Shell	Homogeneous	Dural	1 mm	-
Vzorek	Shell	Laminate	Kompozit	dle skladby	< 1 0 0 >

5.7. Nastavení analýzy

Parametry analýzy pak byly zvoleny následovně (Tab. 5-10):

Tab. 5-10: Parametry analýzy

Parametr		Hodnota
Execution Control Parameters	Float Memory Size	700000
	End Time	0.015
	Time-Step Size at Start	1.00E-09
	Minimum Time Step	1.00E-11
Inertial Loads	Gravity Scale Factor	1
	Global z-Direction	-9.80665

Application Sensitive Defaults	Application Type	Crash
Contact Parameters	Max. Cubes used in Sorting	16000
	Contact Thickness	1

Požadované výstupy jsou shrnuty v následující tabulce (Tab. 5-11).

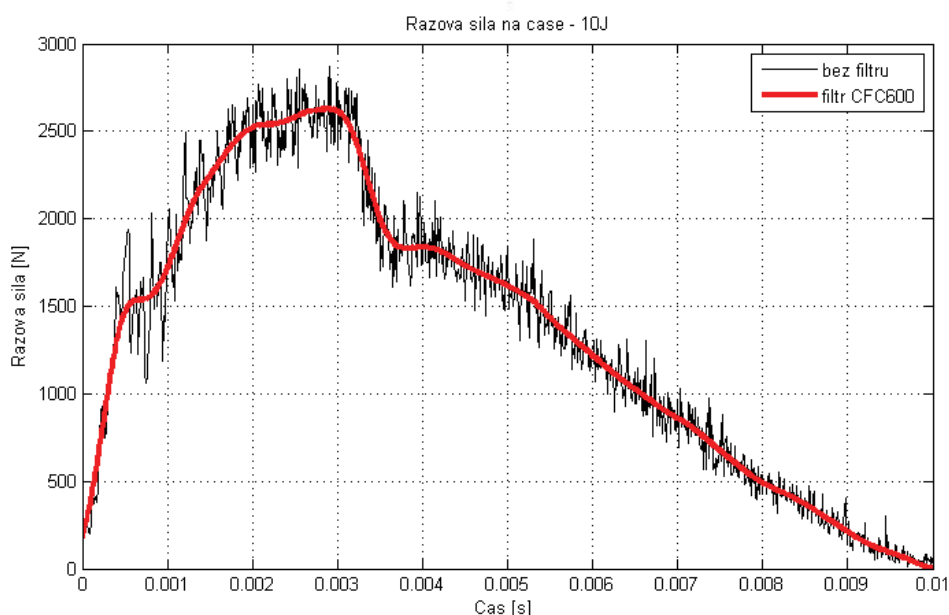
Tab. 5-11: Výstupní soubory analýzy

Název	Typ souboru	Typ výsledku	Krok
Rigid_SurOut	Time History	Rigid Surface Output	1.00E-05
Force_Z_ConSurOut	Time History	Contact Surface Output	5.00E-05
Force_XY_ConSurOut	Time History	Contact Surface Output	5.00E-05
Impactor	Archive	Element Output	5.00E-05
Specimen	Archive	Element Output	5.00E-05

6. POSTUP VYHODNOCENÍ VÝSLEDKŮ

Data získaná z výpočtů bylo třeba jednotně zpracovat. Výsledky pocházely z „Time History – Rigid Surface Output“ výstupů razníku. Tyto výsledky bylo nutné dále zpracovat v Matlabu pomocí vhodně připraveného skriptu pro jednoduché a opakovatelné použití.

Velmi důležitou částí procesu zpracování dat byl jejich ořez a následná filtrace pomocí CFC filtru. Data v surové podobě z Dytranu nejsou příliš vhodná pro vykreslování závislostí a pro odečet maximálních hodnot. Pro všechny výsledky byl použit CFC filtr s oboustranným filtrováním s nastavením 600 Hz, vzorkovací frekvence byla u vzorků $1e-5$ s. Výjimku tvoří data Hail Impactu, kde kvůli vyšší rychlosti kroupy byl použit menší krok u výsledků ($1e-6$), dle toho bylo upraveno nastavení filtru pro tuto kapitolu. U Hail Impactu bylo dále použito nastavení CFC filtru s hodnotou 1000 Hz. Ukázka filtrování dat je na následujícím grafu (Obr. 6-1).



Obr. 6-1: Ukázka filtrování dat

Postup zpracování a vyhodnocení výsledků byl následující:

1. Export výsledků (čas, poloha středu razníku a síla) z Dytranu do textových souborů (.txt)
2. Načtení těchto souborů do Matlabu
3. Ořez nulových a velmi malých hodnot před a po impaktu
4. Přepočet polohy razníku na polohu středu vzorku
5. Filtrace průběhů pomocí CFC filtru
6. Vykreslení závislosti průběhu rázové síly na dráze
7. Vykreslení závislosti průběhu rázové síly na čase
8. Odečet maximální hodnoty rázové síly z přefiltrovaných dat
9. Odečet maximální hodnoty průhybu z přefiltrovaných dat
10. Numerická integrace průběhu síly na dráze
11. Zpracování výsledků do tabulek a jejich interpretace v této zprávě

7. SIMULACE IMPAKTOVÝCH ZKOUŠEK

7.1. Řešené případy

Tato kapitola se týká simulací impaktivních zkoušek uhlíkových panelů s použitím modelu popsaného v minulé kapitole (Obr. 7-1). Výsledky z těchto simulací jsou porovnány s výsledky z reálných zkoušek z VZLÚ. Byly řešeny případy dle následující tabulky (Tab. 7-1). Jedná se o zkoušky s razníkem o průměru 12,7 mm s různými hodnotami rázové energie.

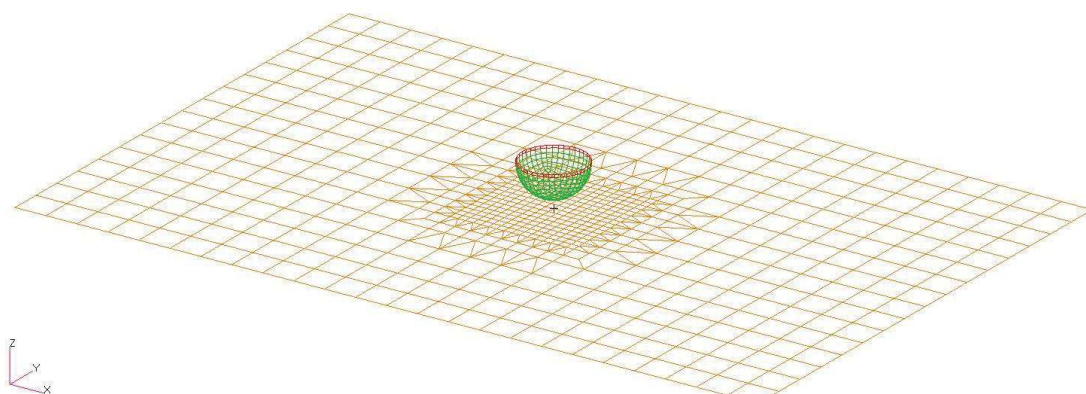
Tab. 7-1: Tabulka řešených případů

Případ č.	Rázová energie [J]	Rychlost [m/s]	Pr. razníku [mm]	Hm. razníku [kg]
1	10	2.31	12.7	3.75872
2	20	3.26	12.7	3.75872
3	15	2.83	12.7	3.75872
4	5	1.63	12.7	3.75872

Požadované výstupy ze simulací:

- Graf závislosti rázové síly na dráze impaktoru
- Graf závislosti rázové síly na čase
- Hodnota absorbované energie
- Hodnota maximálního průhybu
- Hodnota maximální rázové síly

Data pro vykreslování grafů byla před použitím přefiltrována CFC filtrem (CFC 600) v Matlabu a následně doplněna o data z VZLÚ. Z takto přefiltrovaných dat byly určeny hodnoty maximálního průhybu vzorku a maximální hodnoty rázové síly. Absorbovaná energie byla vypočtena numerickou integrací ze závislosti síly na dráze (taktéž Matlab).

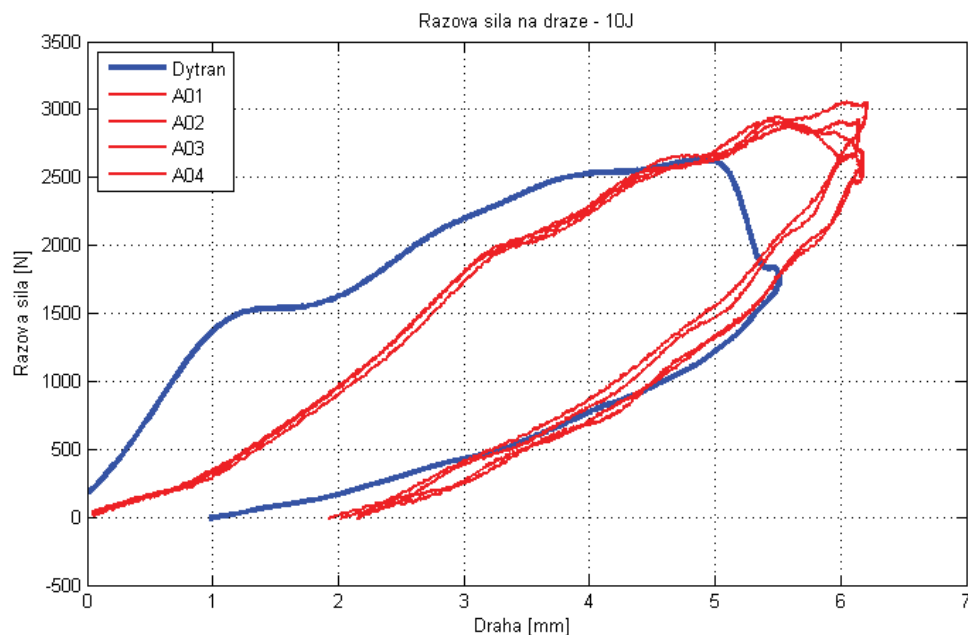


Obr. 7-1: Model pro Dytran

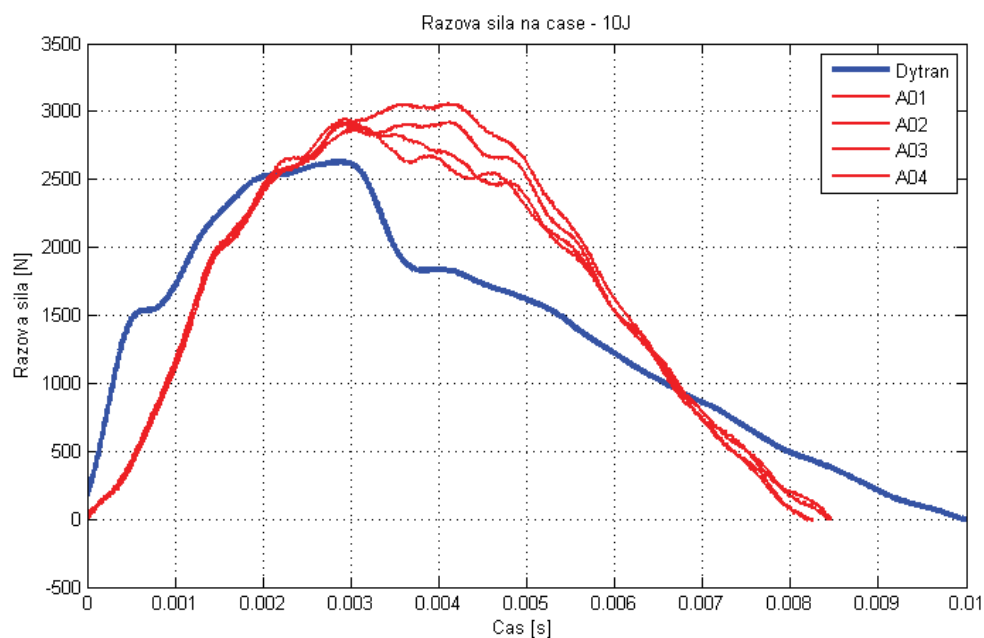
7.2. Příklad č. 1 – 10 J

Energie impaktu: 10 J

Data z VZLÚ: A01, A02, A03, A04



Obr. 7-2: Graf $F(s)$ pro 10 J



Obr. 7-3: Graf $F(t)$ pro 10 J

Tab. 7-2: Výsledky 10 J

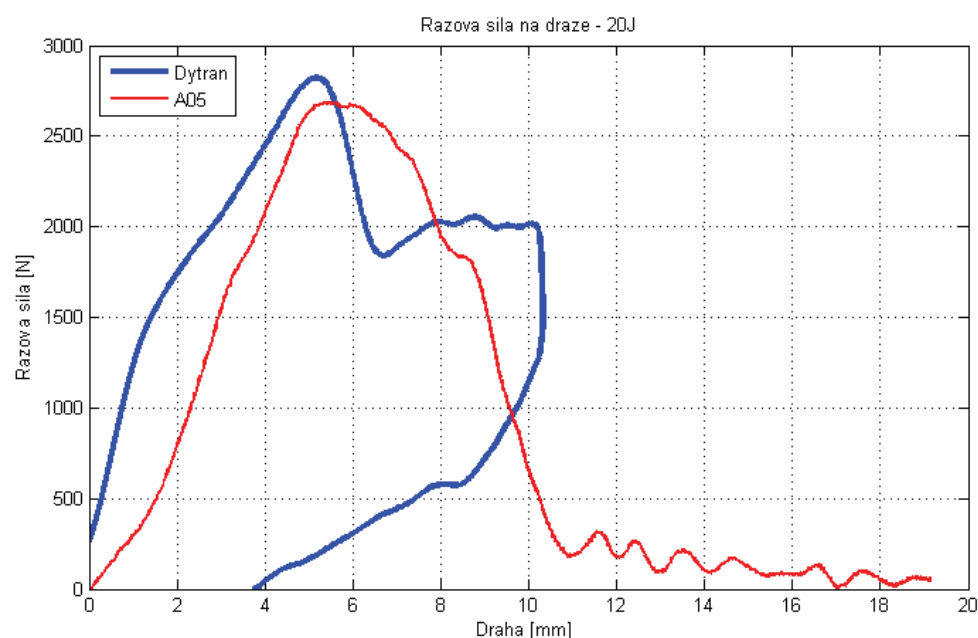
případ	abs. energie [J]	max. síla [N]	max. průhyb [mm]
A01	5.36	3059	6.20
A02	6.20	2874	6.18
A03	5.80	2938	6.14
A04	6.20	2909	6.16
ØA	5.89	2945	6.17
Dytran	7.59	2628	5.51
Δ [%]	22.4	10.8	10.8

U impaktů s touto impaktovou energií (10 J) nedošlo ani při zkouškách, ani v případě simulace v Dytranu k průrazu. Výsledek simulace má oproti výsledkům ze zkoušky menší hodnotu maximální rázové energie (2628 N oproti průměrné hodnotě ze zkoušky 2945 N). Hodnota absorbované energie naopak vychází z Dytranu větší (7,59 J oproti 5,89 J ze zkoušek).

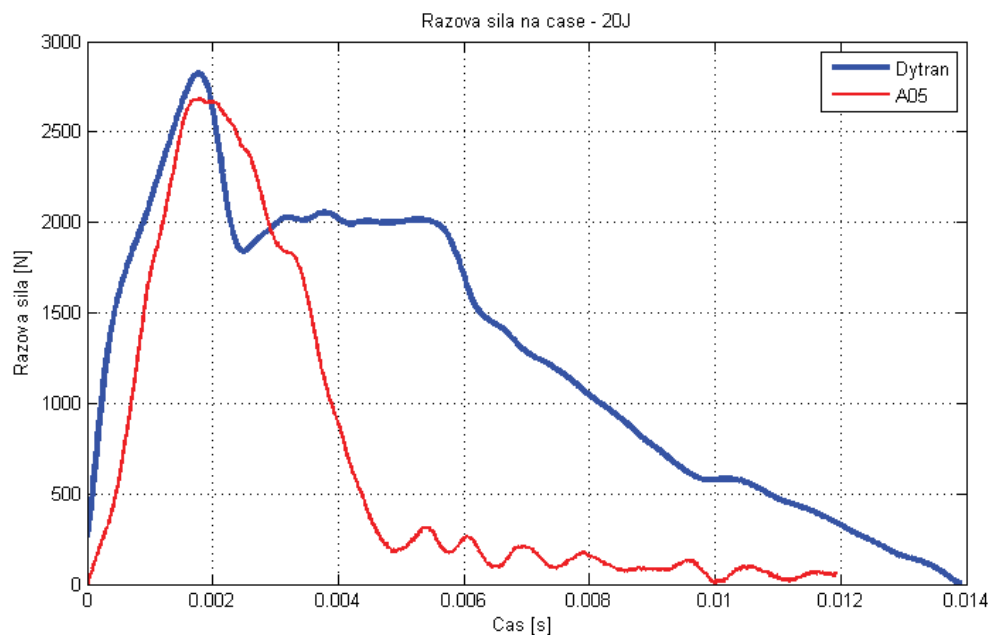
7.3. Případ č. 2 – 20 J

Energie impaktu: 20 J

Data z VZLÚ: A05



Obr. 7-4: Graf F(s) pro 20 J

Obr. 7-5: Graf $F(t)$ pro 20 J

Tab. 7-3: Výsledky 20 J

případ	abs. energie [J]	max. síla [N]	max. průhyb [mm]
A05	18.20	2690	-
Dytran	17.12	2823	10.32
Δ [%]	5.9	4.7	-

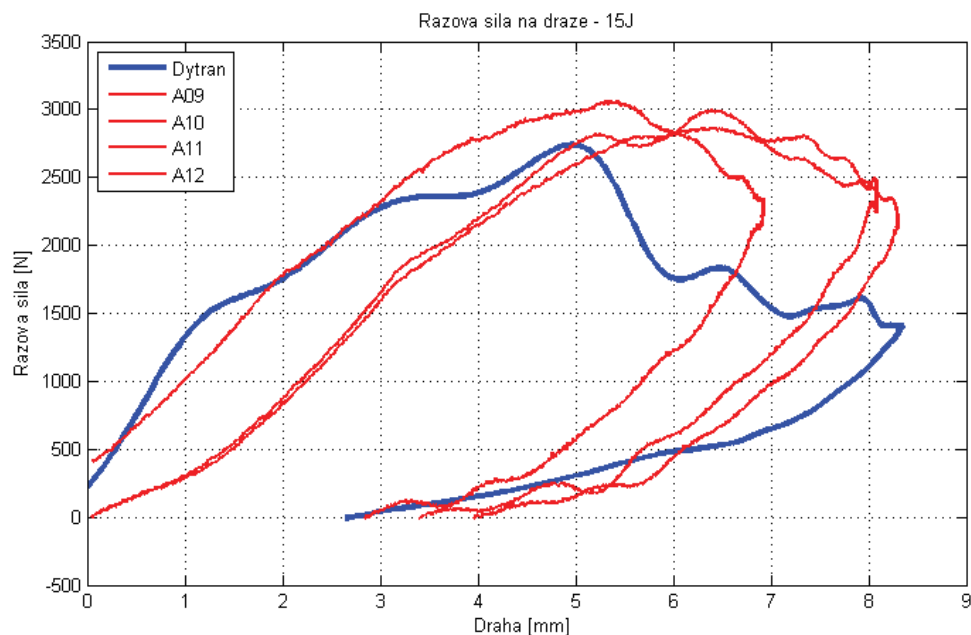
Při zkoušce ve VZLÚ došlo u případu s impaktivou energií o hodnotě 20 J k průrazu vzorku (případ A05) a při dalších pokusech se stejnou energií byl použit větší razník. Z tohoto důvodu je k dispozici ze zkoušky pouze onen jeden případ.

V simulaci v Dytranu pro rázovou energii 20 J nedošlo k průrazu vzorku, jak je patrné z grafu (Obr. 7-4). Hodnota maximální rázové energie se ovšem v tomto případě příliš neliší od hodnoty získané ze zkoušky (2823 N oproti hodnotě 2690 N ze zkoušky). Ze čtveřice řešených impaktivních energií se v tomto případě jedná o nejhorší výsledek, který se od reálné zkoušky velmi liší.

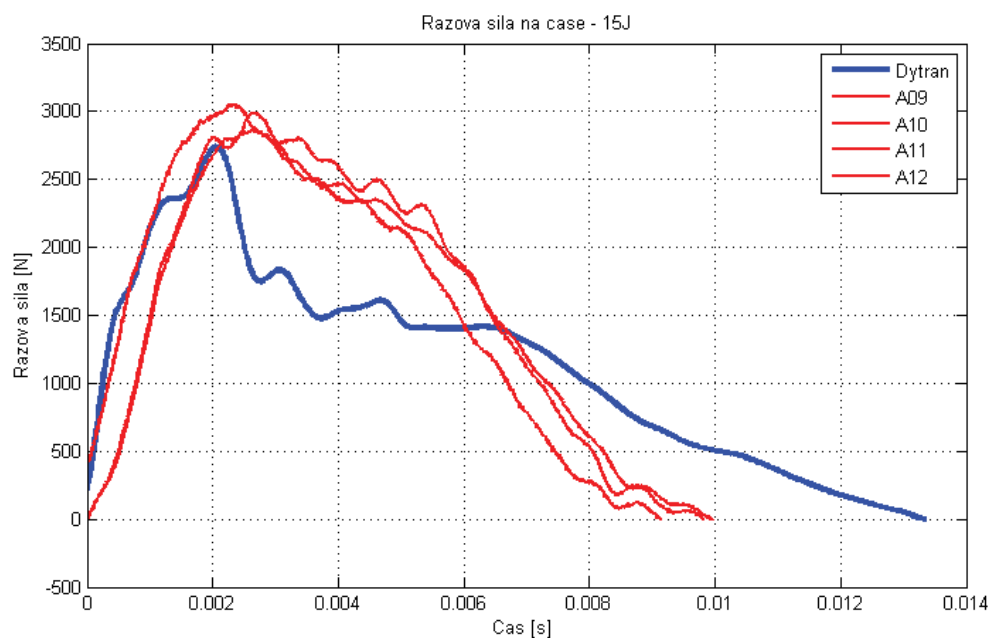
7.4. Příklad č. 3 – 15 J

Energie impaktu: 15 J

Data z VZLÚ: A09, A10, A11, A12



Obr. 7-6: Graf $F(s)$ pro 15 J



Obr. 7-7: Graf $F(t)$ pro 15 J

Tab. 7-4: Výsledky 15 J

případ	abs. energie [J]	max. síla [N]	max. průhyb [mm]
A09	12.10	2863	8.30
A10	12.50	2863	8.30
A11	11.70	2990	8.09
A12	12.10	3059	6.92
ØA	12.10	2943	7.90
Dytran	12.77	2738	8.36
Δ [%]	5.2	7.0	5.5

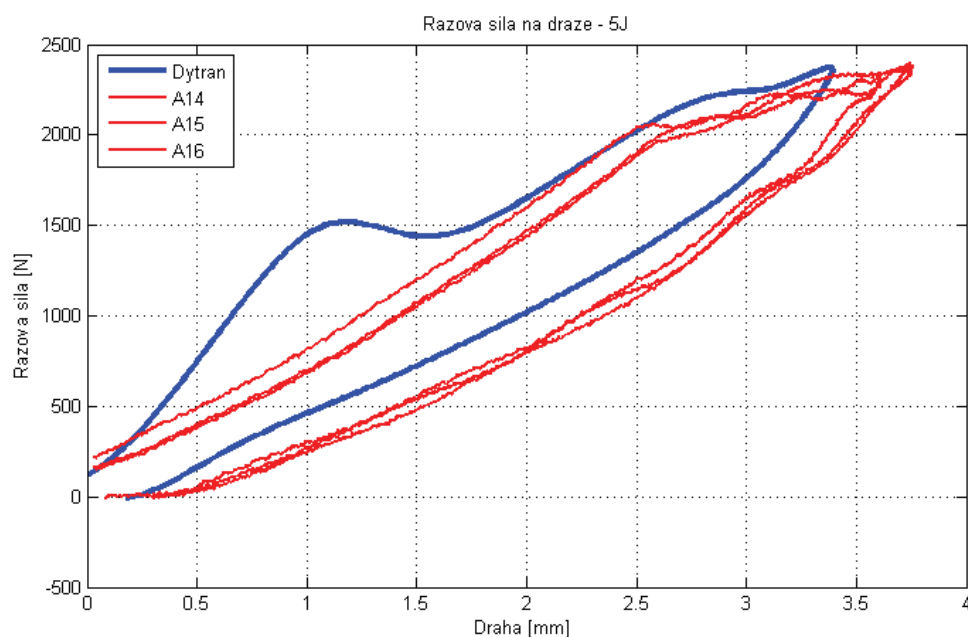
Další řešenou hladinou energie impaktu byla hodnota 15 J. Pro tuto energii byla opět dostupná data ze čtyřech impaktovaných vzorků.

Ani v jednom z případů nedošlo k průrazu, stejně jako u simulace v Dytranu. Simulace tohoto případu poskytuje dobré výsledky. Hodnota maximální rázové síly ze simulace je sice menší zhruba o 200 N než u hodnot ze zkoušek, ale hodnota maximálního průhybu vychází při simulaci podobně jako v případě zkoušek. Velmi dobrou shodu dává hodnota absorbované energie, v případě Dytranu je tato hodnota 12,77 J, zatímco ze zkoušek je průměrná hodnota 12,10 J.

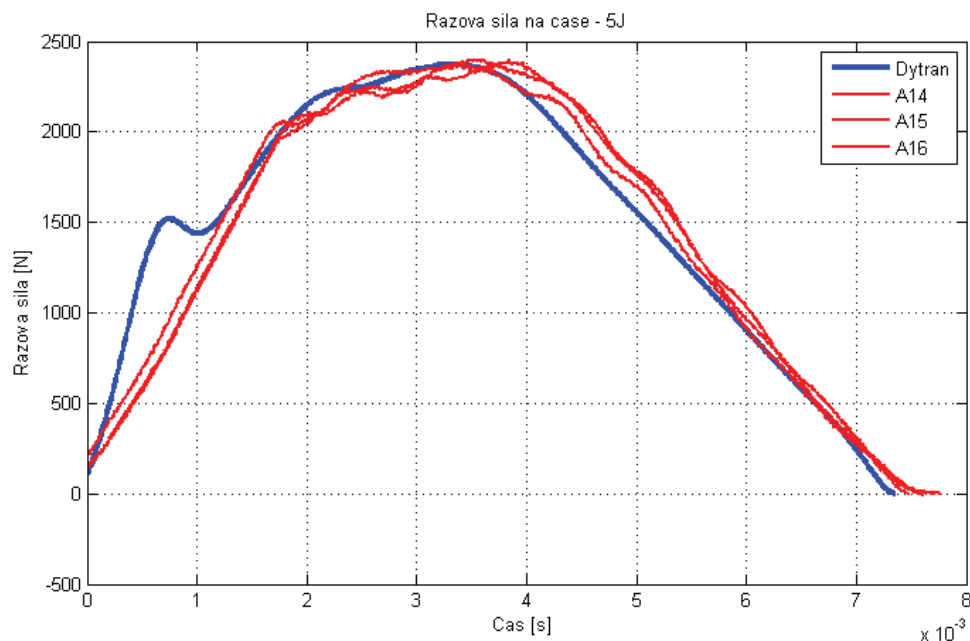
7.5. Příklad č. 4 – 5 J

Energie impaktu: 5 J

Data z VZLÚ: A14, A15, A16



Obr. 7-8: Graf F(s) pro 5 J


Obr. 7-9: Graf $F(t)$ pro 5 J

Tab. 7-5: Výsledky 5 J

případ	abs. energie [J]	max. síla [N]	max. průhyb [mm]
A14	2.00	2344	3.60
A15	1.80	2396	3.74
A16	1.90	2396	3.75
ØA	1.90	2379	3.70
Dytran	2.08	2373	3.39
Δ [%]	8.8	0.2	8.4

Posledním řešeným případem u uhlíkových vzorků je případ s impaktovou energií o velikosti 5 J. Ze souboru dat z VZLÚ byl vyřazen vzorek A13, jenž se významně lišil od zbývajících tří vzorků.

U žádného vzorku nedošlo k průrazu, stejně tak v případě simulace. Simulace při této energii poskytuje velmi dobrý výsledek. Průběhy rázové síly v závislosti na čase a dráze velmi dobře kopírují průběhy získané ze zkoušek. Hodnota impaktové energie 5 J je pro řešený vzorek tak malá, že se neprojevívá vliv poškození a nelinearity. Hodnota maximální rázové energie ze simulace (2373 N) je skoro shodná s průměrnou silou ze zkoušek (2379 N). Průhyb vychází v případě simulace menší než u zkoušek. Hodnota absorbované energie ze simulace vychází naopak větší. Ze všech čtyřech řešených rázových energií je zde dosaženo bezpochyby nejlepšího výsledku.

7.6. Vyhodnocení

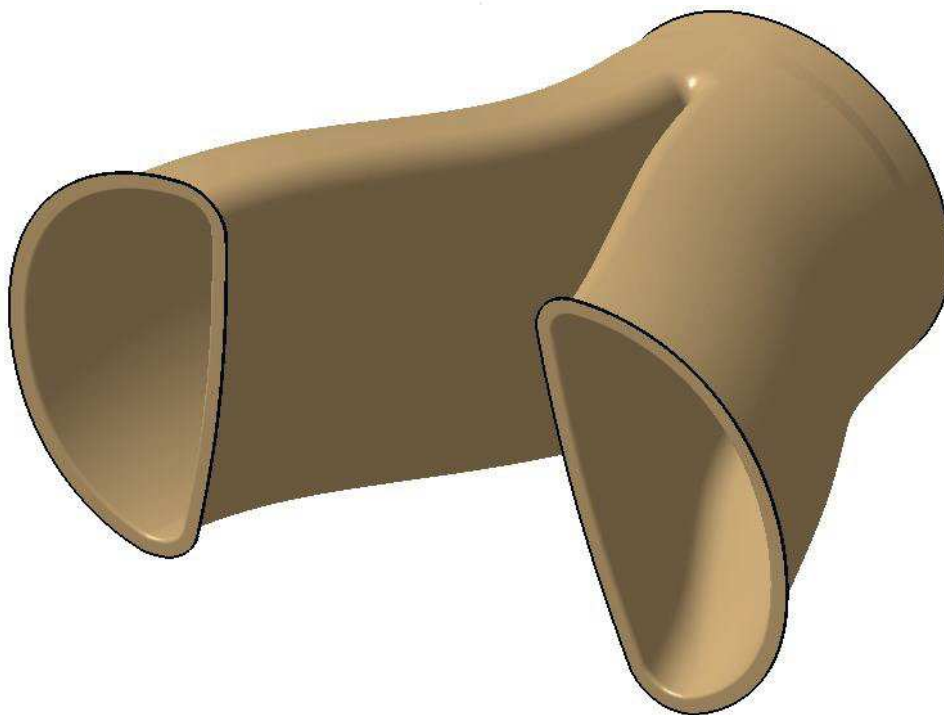
V této kapitole byly simulovány rázové zkoušky, které reálně proběhly ve VZLÚ. Vzorky zde impaktoval tuhý půlkulový razník o poloměru 12,7 mm s vedením pro omezení pohybu do stran. Byly řešeny čtyři případy, lišící se rázovou energií, respektive počáteční rychlostí razníku. Konkrétně se jednalo o případy s energií 10, 20, 15 a 5 joulů.

V případě s energií 20 joulů došlo při zkoušce k průrazu panelu, a tak byly další vzorky s touto energií impaktovány razníkem s dvojnásobným poloměrem. Z tohoto důvodu jsou v případě 20 J k dispozici data pouze pro jeden panel. V simulaci k průrazu při této hodnotě energie nedošlo. K průrazu došlo až při hodnotě 25 J. U tohoto případu tedy byla největší odchylka od výsledků zkoušek.

Nejlépe naopak vyšla simulace případu s energií 5 joulů. V tomto případě vyšly velmi dobře jak maximální hodnoty síly a průhybu, ale i samotné průběhy rázové síly. Hodnota impaktové energie je v tomto případě tak malá, že se neprojevují nepřesnosti, které vznikají u větších energií vlivem poškození vzorku.

8. SIMULACE PRŮRAZU SKLADEB VZDUCHOVODU

V konstrukci kompozitového vzduchovodu letounu Aero L-39NG (Obr. 8-1) je použito několik různých uhlíkových skladeb. Z hlediska nárazu cizích předmětů jsou nejzajímavější skladby S2, S3 a S4. U těchto skladeb je tedy provedena simulace rázových zkoušek, podobně jako u zkušebních vzorků v minulé kapitole. Účelem je zjistit chování skladby pro různé rázové energie a určit kritickou hodnotu rázové energie, potažmo kritickou rychlost razníku při dopadu. ^[8]



Obr. 8-1: Vizualizace vzduchovodu letounu L-39NG [8]

8.1. Popis modelu

Použitý výpočtový model je stejný (tak jak byl popsán v páté kapitole). Z důvodu větších tloušťek testovaných materiálů byl razník posunut o 1 mm výše, tj. mezi razníkem a vzorkem je v modelu mezera 3 mm. Průměr razníku (12,7 mm) i jeho hmotnost (3,75872) zůstal beze změny.

Pro jednotlivé skladby byl upraven model laminátu – počet vrstev a orientace, dle dat poskytnutých z AVA. U všech skladeb nebyla uvažována CU mřížka, která je na vnější straně vzduchovodu. Přehled je v tabulce Tab. 8-1. Pro urychlení výpočtu byla zvýšena hodnota parametru LIMCUB na hodnotu 20 000 (z původních 16 000).

Tab. 8-1: Přehled skladeb vzduchovodu

Skladba	Počet vrstev	Materiál	Tl. vrstvy [mm]	Tl. vzorku [mm]
S2	24	Hexply AGP193PW	0.21	5.04
S3	18	Hexply AGP193PW	0.21	3.78
S4	12	Hexply AGP193PW	0.21	2.52

Následující tabulka (Tab. 8-2) dává popis vrstvení jednotlivých skladeb S2, S3 a S4.

Tab. 8-2: Skladby vzduchovodu

Ply no.	Material	Thickness [m]	Orientation [deg]		
			S2	S3	S4
1	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	-45	-45	-45
2	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	0	0	0
3	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	-45	0	45
4	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	0	45	90
5	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	45	90	-45
6	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	90	-45	90
7	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	-45	-45	90
8	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	90	45	-45
9	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	-45	90	90
10	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	0	90	45
11	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	45	45	0
12	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	90	-45	-45
13	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	90	-45	
14	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	45	90	
15	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	0	45	
16	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	-45	0	
17	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	90	0	
18	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	-45	-45	
19	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	90		
20	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	45		
21	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	0		
22	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	-45		
23	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	0		
24	Carbon_Fabric_Hexply8552	2.10E-04	-45		

8.2. Skladba S2

Tato skladba je tvořena 24 vrstvami uhlíkové tkaniny a má největší tloušťku ze všech řešených skladeb. Pro skladbu S2 byly řešeny následující případy (Tab. 8-3):

Tab. 8-3: Skladba S2 – řešené případy

Případ	Rázová energie [J]	Rychlost [m/s]	Pr. razníku [mm]	Hm. razníku [kg]
dvv_s02_10J_R01	10	2.31	12.70	3.75872
dvv_s02_20J_R01	20	3.26	12.70	3.75872
dvv_s02_30J_R01	30	4.00	12.70	3.75872

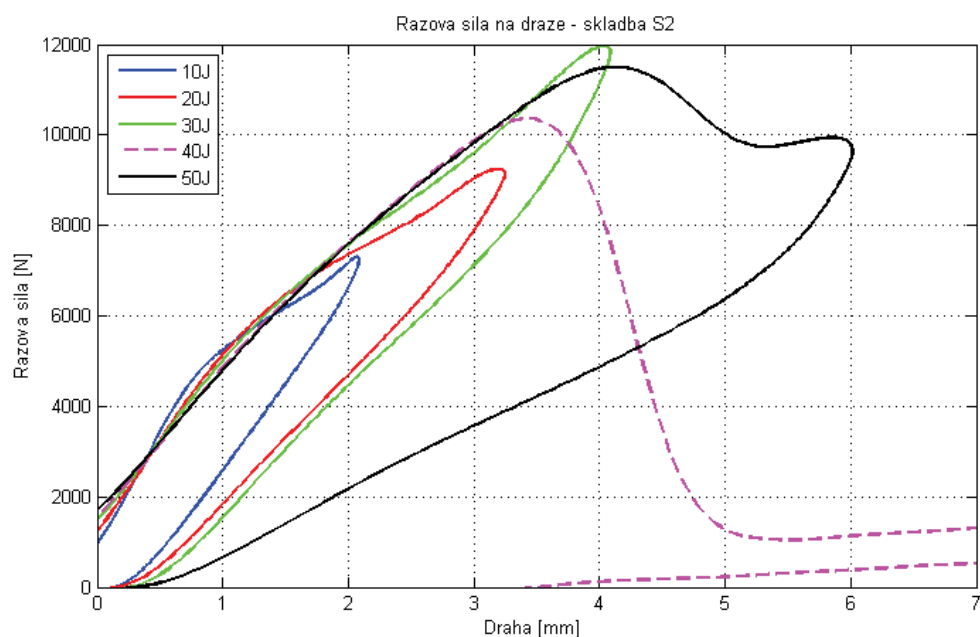
dvv_s02_40J_R01	40	4.61	12.70	3.75872
dvv_s02_50J_R01	50	5.16	12.70	3.75872
dvv_s02_55J_R01	55	5.41	12.70	3.75872
dvv_s02_60J_R01	60	5.65	12.70	3.75872

U této skladby došlo k poruše v případě použití rázové energie o velikosti 60 J. Proto byl doplněn případ s energií 55 J. I v tomto případě došlo k průrazu. **Maximální možná rázová energie pro tuto skladbu bez penetrace kompozitu je tedy při simulaci rázové zkoušky v intervalu 50 až 55 joulů.** V případě 40 J impaktu neposkytoval výpočet konzistentní výsledek.

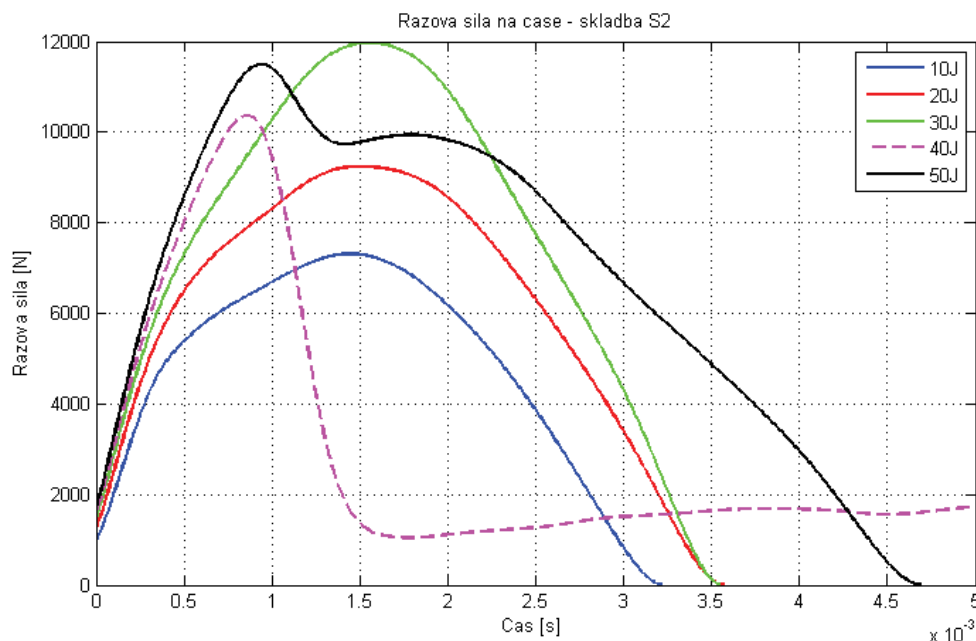
Průběhy rázových sil v závislosti na dráze a času pro jednotlivé případy jsou uvedeny v následujících grafech (Obr. 8-2, Obr. 8-3). Maximální rázové síly, maximální průhyby a absorbované energie jsou uvedeny v tabulce (Tab. 8-4). Závislosti pro 55 a 60 J nejsou vykresleny.

Tab. 8-4: Skladba S2 – výsledky

Případ	Ráz. en. [J]	Abs. energie [J]	Max. síla [N]	Max. průhyb [mm]	Průraz
dvv_s02_10J_R01	10	3.98	7312	2.08	NE
dvv_s02_20J_R01	20	7.73	9240	3.24	NE
dvv_s02_30J_R01	30	10.85	11974	4.08	NE
dvv_s02_40J_R01	40	35.50	10365	10.43	NE
dvv_s02_50J_R01	50	27.81	11497	6.01	NE
dvv_s02_55J_R01	55	43.88	10171	-	ANO
dvv_s02_60J_R01	60	49.13	10545	-	ANO



Obr. 8-2: Graf $F(s)$ pro skladbu S2

Obr. 8-3: Graf $F(t)$ pro skladbu S2

8.3. Skladba S3

Tato skladba je tvořena 18 vrstvami tkaniny a má tloušťku 3,78 mm. Pro skladbu S3 byly řešeny následující případy (Tab. 8-5):

Tab. 8-5: Skladba S3 – řešené případy

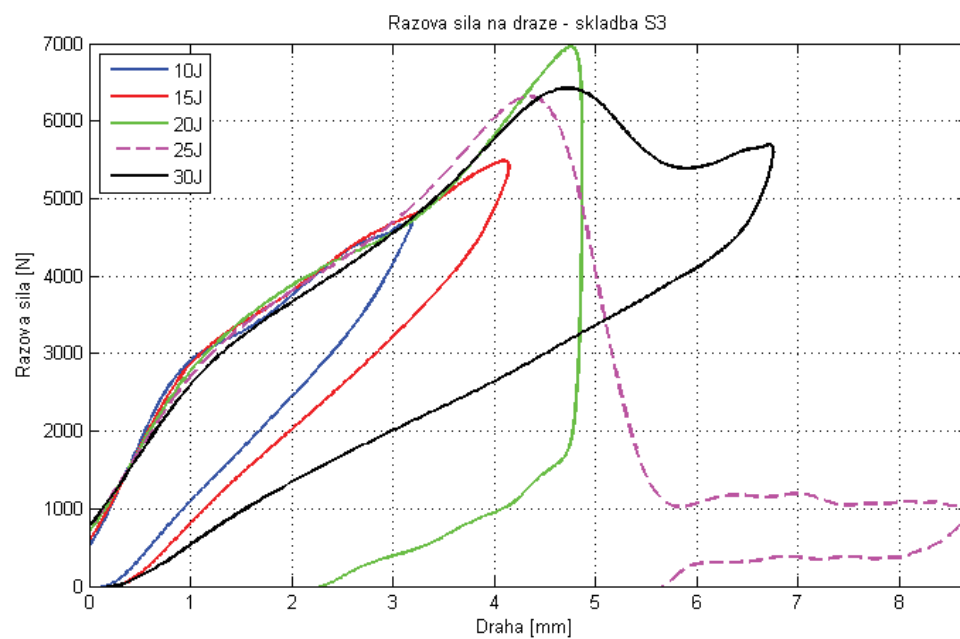
Případ	Rázová energie [J]	Rychlost [m/s]	Pr. razníku [mm]	Hm. razníku [kg]
dvv_s03_10J_R01	10	2.31	12.70	3.75872
dvv_s03_15J_R01	15	2.83	12.70	3.75872
dvv_s03_20J_R01	20	3.26	12.70	3.75872
dvv_s03_25J_R01	25	3.65	12.70	3.75872
dvv_s03_30J_R01	30	4.00	12.70	3.75872
dvv_s03_35J_R01	35	4.32	12.70	3.75872
dvv_s03_40J_R01	40	4.61	12.70	3.75872

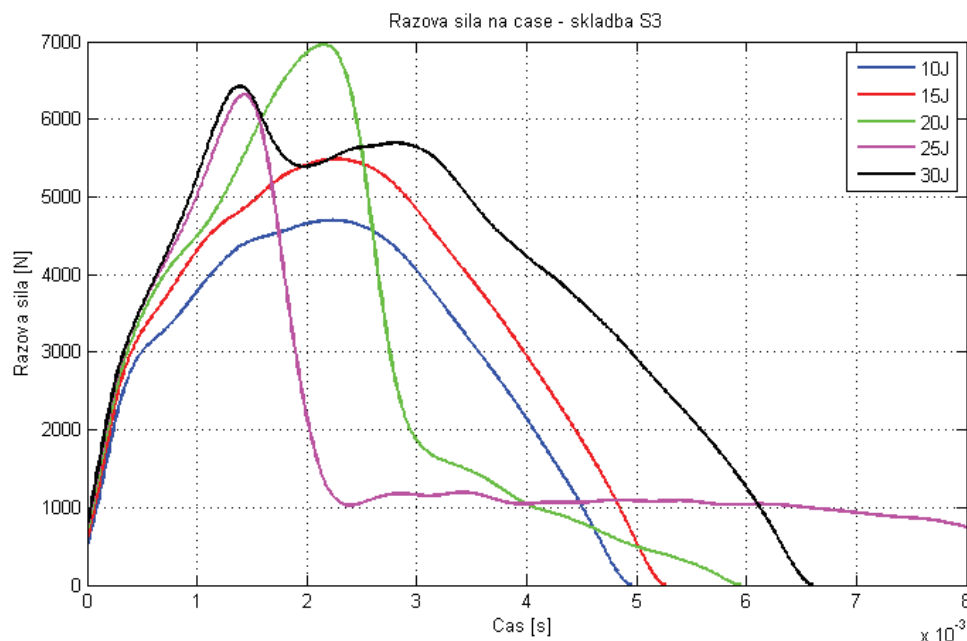
Při simulování rázové zkoušky pro skladbu S3 došlo k průrazu vzorku při použití rázové energie o velikosti 40 J. Byl proto doplněn případ s energií 35 J, při kterém též došlo k průrazu. Následně byly doplněny případy 15 J a 25 J pro získání více výsledků. **Maximální možná rázová energie pro tuto skladbu bez penetrace kompozitu je při simulaci popsané rázové zkoušky v intervalu 30 až 35 joulů.** Případ s energií 25 J vykazoval špatné výsledky (Obr. 8-4).

Průběhy rázových sil v závislosti na dráze a času pro jednotlivé případy jsou opět uvedeny v následujících grafech (Obr. 8-4, Obr. 8-5). Maximální rázové síly, maximální průhyby a absorbované energie jsou uvedeny v tabulce (Tab. 8-6). Výsledky pro případy 35 a 40 J nejsou vykresleny.

Tab. 8-6: Skladba S3 – výsledky

Případ	Ráz. en. [J]	Abs. energie [J]	Max. síla [N]	Max. průhyb [mm]	Průraz
dvv_s03_10J_R01	10	3.95	4697	3.18	NE
dvv_s03_15J_R01	15	6.23	5487	4.14	NE
dvv_s03_20J_R01	20	17.96	6959	4.87	NE
dvv_s03_25J_R01	25	24.07	6316	8.68	NE
dvv_s03_30J_R01	30	14.84	6424	6.75	NE
dvv_s03_35J_R01	35	31.93	5850	-	ANO
dvv_s03_40J_R01	40	34.15	6145	-	ANO


Obr. 8-4: Graf $F(s)$ pro skladbu S3

Obr. 8-5: Graf $F(t)$ pro skladbu S3

8.4. Skladba S4

Skladba S4 je hodná se skladbou vzorků řešených v předchozí kapitole. Jedná se o skladbu tvořenou 12 vrstvami s celkovou tloušťkou vzorku 2,52 mm. Byly řešeny tyto případy (Tab. 8-7).

Tab. 8-7: Skladba S4 – řešené případy

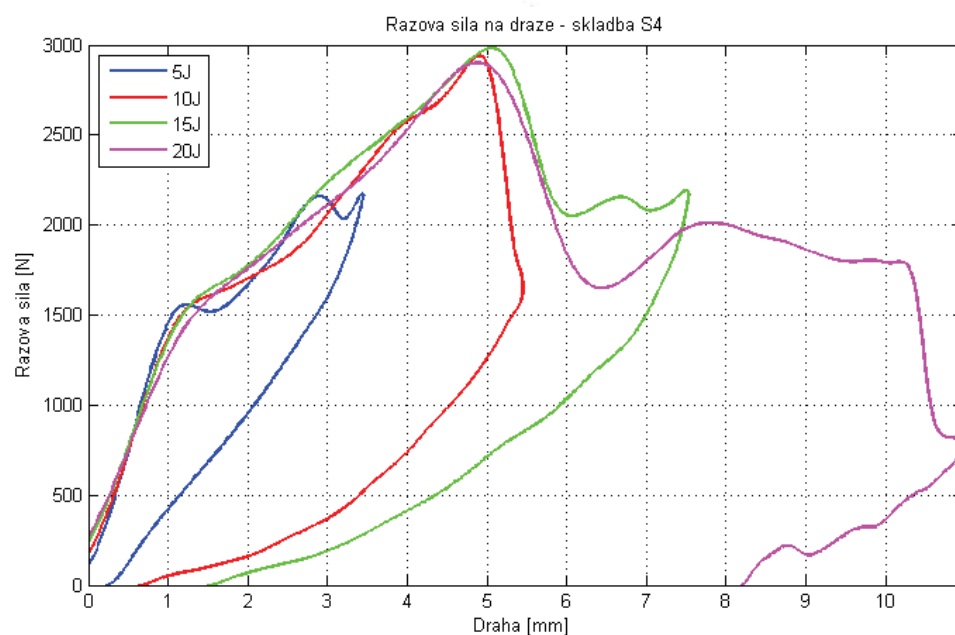
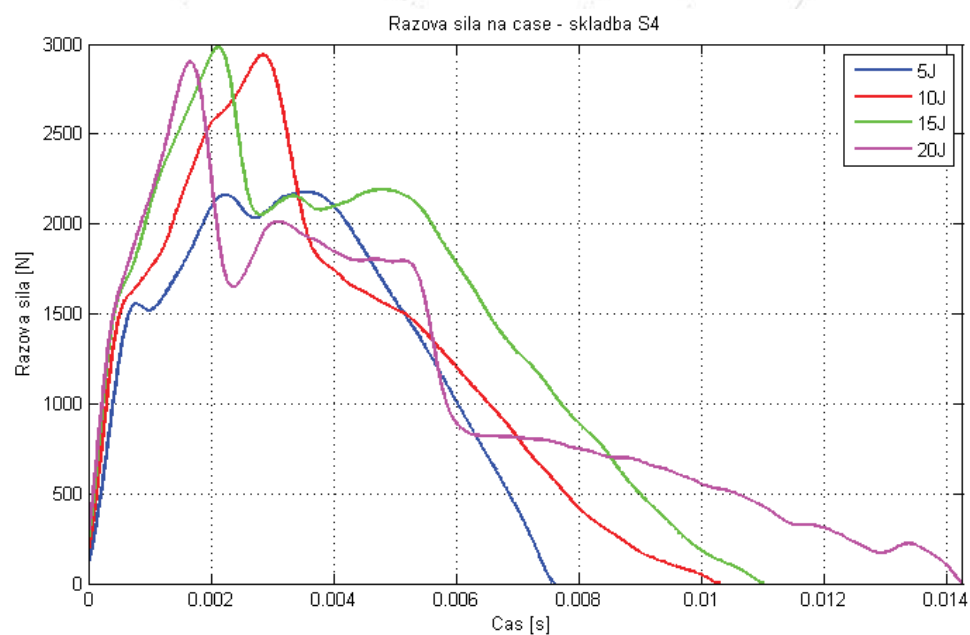
Případ	Rázová energie [J]	Rychlost [m/s]	Pr. razníku [mm]	Hm. razníku [kg]
dvv_s04_05J_R01	5	1.63	12.70	3.75872
dvv_s04_10J_R01	10	2.31	12.70	3.75872
dvv_s04_15J_R01	15	2.83	12.70	3.75872
dvv_s04_20J_R01	20	3.26	12.70	3.75872
dvv_s04_25J_R01	25	3.65	12.70	3.75872
dvv_s04_30J_R01	30	4.00	12.70	3.75872

V předchozí části práce byla tato skladba již řešena, ovšem pouze do hodnoty rázové energie 20 J. Sada případů byla doplněna o případy s impaktivou energií 25 a 30 J. Při obou těchto hodnotách došlo k průrazu vzorku. Při zkoušce ve VZLÚ došlo k průrazu již při hodnotě 20 J. Hodnota energie, kterou vzorek vydrží bez průchodu razníku je tedy v případě simulace vyšší než u zkoušky. **Maximální možná hodnota rázové energie pro skladbu S4 bez penetrace vzorku je tedy při simulaci dané zkoušky v intervalu 20 až 25 joulů.** Od energie 10 J je maximální rázová síla konstantní, rostoucí energie pouze způsobuje větší deformaci vzorku.

Průběhy rázových sil v závislosti na dráze a času pro jednotlivé případy jsou opět uvedeny v následujících grafech (Obr. 8-6 a Obr. 8-7). Maximální rázové síly, maximální průhyby a absorbované energie jsou uvedeny v následující tabulce (Tab. 8-8).

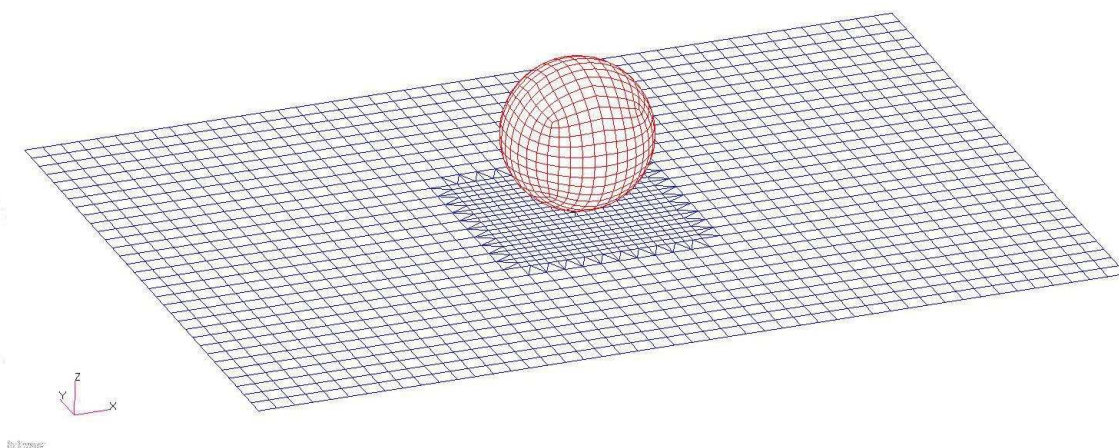
Tab. 8-8: Skladba S4 – výsledky

Případ	Ráz. en. [J]	Abs. energie [J]	Max. síla [N]	Max. průhyb [mm]	Průraz
dvv_s04_05J_R01	5	2.25	2177	3.45	NE
dvv_s04_10J_R01	10	7.74	2941	5.45	NE
dvv_s04_15J_R01	15	11.34	2982	7.53	NE
dvv_s04_20J_R01	20	19.50	2900	10.97	NE
dvv_s04_25J_R01	25	23.08	2683	-	ANO
dvv_s04_30J_R01	30	26.73	2700	-	ANO


Obr. 8-6: Graf $F(s)$ pro skladbu S4

Obr. 8-7: Graf $F(t)$ pro skladbu S4

9. SIMULACE HAIL IMPACTU

Pro vzduchovod zmíněný v předchozí kapitole jsou hlavním problémem nárazy ptáka a kroupy. V této kapitole jsou řešeny nárazy tuhého tělesa, jež představuje zjednodušenou kroupu, do panelů o stejné skladbě jako v minulé kapitole. Jsou tedy řešeny nárazy do tří různých panelů (skladby S2, S2 a S4). Kromě skladby (a tloušťky) panelu byly řešeny i dvě různé velikosti panelu pro každou skladbu. Tímto tedy vzniklo šest různých modelů (Obr. 9-1), pro něž byla hledána maximální hodnota impaktní energie, při níž tuhá kroupa neprorazí řešený panel.



Obr. 9-1: Model kroupy + velký panel

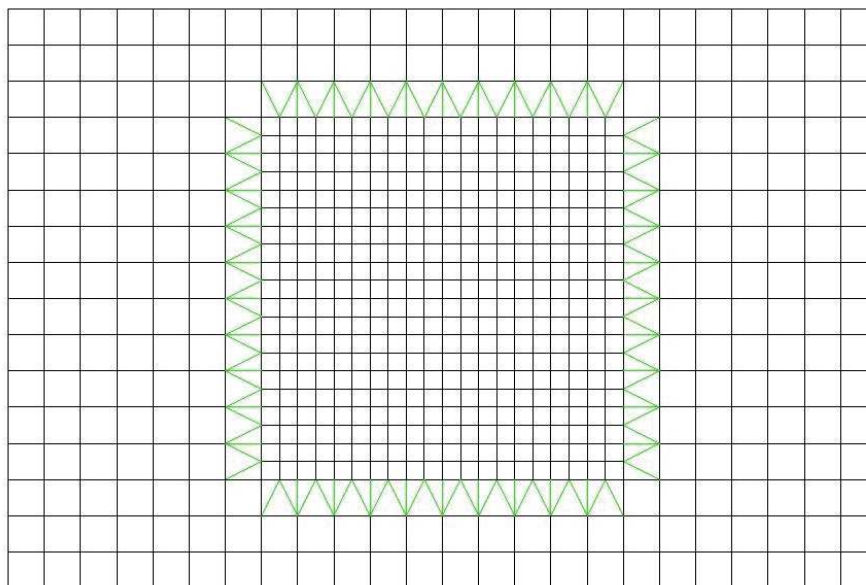
9.1. Popis modelu

Model, jak již bylo řečeno, je tvořen zjednodušeně za použití tuhé kroupy. Výsledky je proto nutné brát s určitou rezervou. Absolutně tuhá kroupa se nedeformuje a neabsorbuje tak žádnou energii. Veškeré absorbování energie pak zajišťuje vzorek. Model s tuhou kroupou by tak měl být na bezpečné straně. Kroupa má hustotu 900 kg/m^3 a průměr 50 mm. Hmotnost takovéto kroupy je pak 0.0589 kg. Pro jednotlivé hladiny rázové energie se měnila počáteční rychlost kroupy. Kroupa je tvořena elementy o velikosti 5 mm.

Vzorky byly namodelovány podobně jako v předchozích případech. Rozdílem bylo menší zahuštění sítě (větší elementy vzorku), ovšem toto zahuštění bylo zvětšeno kvůli velkému rozměru dopadající kroupy (Obr. 9-2). Velikost čtvercových elementů je tedy $6,25 \times 6,25 \text{ mm}$. V místě s vyšší hustotou elementů pak $3,125 \times 3,125 \text{ mm}$. Přejechod mezi těmito elementy je proveden pomocí trojúhelníkových elementů. Materiály a skladby vzorků byly shodné jako v předchozí kapitole (Tab. 5-7 a Tab. 8-2).

V této kapitole byly řešeny dvě velikosti vzorků – první velikost byla stejná jako velikost panelů v minulých kapitolách ($150 \times 100 \text{ mm}$). Druhá použitá velikost panelů byla $300 \times 200 \text{ mm}$. Názvy případů obsahují zkratku „MV“ v případě malého vzorku a zkratku „VV“ v případě většího vzorku.

Uchycení vzorku je stejné jako v páté kapitole – zavazbeny jsou 3 řady nodů po obvodu vzorků. Tyto nody mají omezený posun ve všech třech směrech (0,0,0). Kontakt mezi kroupou a vzorkem je taktéž proveden stejně jako v kapitole pět.



Obr. 9-2: Síť vzorku pod kroupou

9.2. Řešené případy

Zde jsou uvedeny tabulky řešených případů pro jednotlivé skladby a panely. Hodnoty rázové energie byly operativně voleny dle průběžných výsledků. Po vyhodnocení hodnot, při kterých dojde k průrazu panelu, byly pro danou skladbu a panel uvedeny případy, ve kterých nedošlo k penetraci, plus nejbližší případ, při kterém již k penetraci došlo.

9.2.1. Skladba S2

Tab. 9-1: Řešené případy pro skladbu S2

Případ	Vzorek [mm]	Rázová en. [J]	Rychl. kroupy [m/s]
dvvh_i_MV_s02_50J	150x100	50	41.20
dvvh_i_MV_s02_100J	150x100	100	58.27
dvvh_i_MV_s02_200J	150x100	200	82.41
dvvh_i_MV_s02_250J	150x100	250	92.13
dvvh_i_MV_s02_300J	150x100	300	100.93
dvvh_i_MV_s02_310J	150x100	310	102.59
dvvh_i_VV_s02_200J	300x200	200	82.41
dvvh_i_VV_s02_300J	300x200	300	100.93
dvvh_i_VV_s02_400J	300x200	400	116.54
dvvh_i_VV_s02_500J	300x200	500	130.29
dvvh_i_VV_s02_600J	300x200	600	142.73
dvvh_i_VV_s02_610J	300x200	610	143.91

9.2.2. Skladba S3

Tab. 9-2: Řešené případy pro skladbu S3

Případ	Vzorek [mm]	Rázová en. [J]	Rychl. kroupy [m/s]
dvvh_i_MV_s03_50J	150x100	50	41.20
dvvh_i_MV_s03_100J	150x100	100	58.27
dvvh_i_MV_s03_150J	150x100	150	71.36
dvvh_i_MV_s03_170J	150x100	170	75.97
dvvh_i_MV_s03_180J	150x100	180	78.18
dvvh_i_MV_s03_190J	150x100	190	80.32
dvvh_i_VV_s03_100J	300x200	100	58.27
dvvh_i_VV_s03_150J	300x200	150	71.36
dvvh_i_VV_s03_200J	300x200	200	82.41
dvvh_i_VV_s03_250J	300x200	250	92.13
dvvh_i_VV_s03_290J	300x200	290	99.23
dvvh_i_VV_s03_300J	300x200	300	100.93

9.2.3. Skladba S4

Tab. 9-3: Řešené případy pro skladbu S4

Případ	Vzorek [mm]	Rázová en. [J]	Rychl. kroupy [m/s]
dvvh_i_MV_s04_50J	150x100	50	41.20
dvvh_i_MV_s04_80J	150x100	80	52.12
dvvh_i_MV_s04_100J	150x100	100	58.27
dvvh_i_MV_s04_110J	150x100	110	61.11
dvvh_i_MV_s04_120J	150x100	120	63.83
dvvh_i_VV_s04_50J	300x200	50	41.20
dvvh_i_VV_s04_100J	300x200	100	58.27
dvvh_i_VV_s04_150J	300x200	150	71.36
dvvh_i_VV_s04_160J	300x200	160	73.71
dvvh_i_VV_s04_180J	300x200	180	78.18
dvvh_i_VV_s04_190J	300x200	190	80.32

9.3. Výsledky

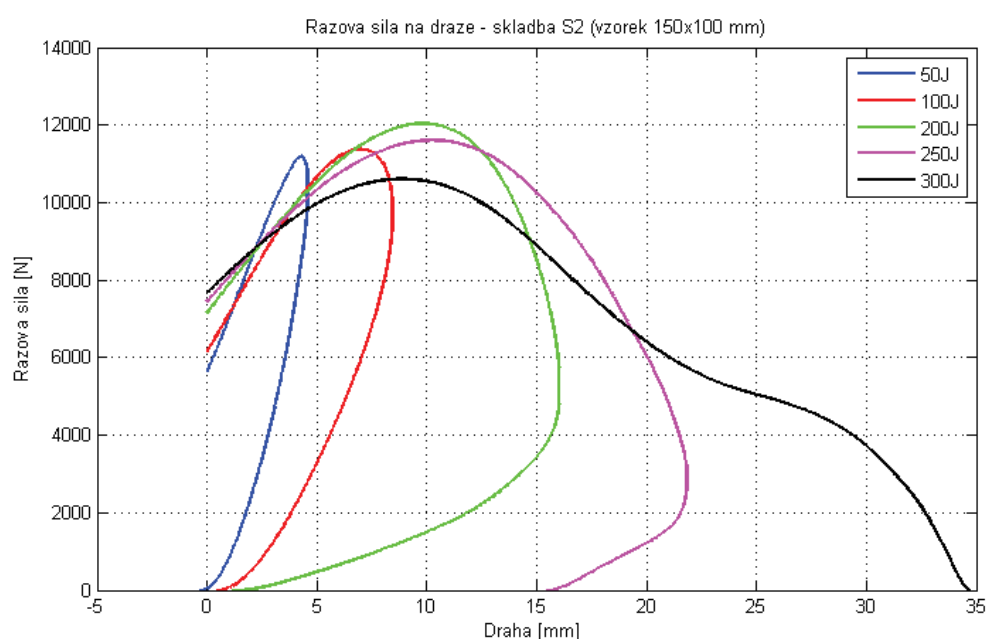
9.3.1. Skladba S2

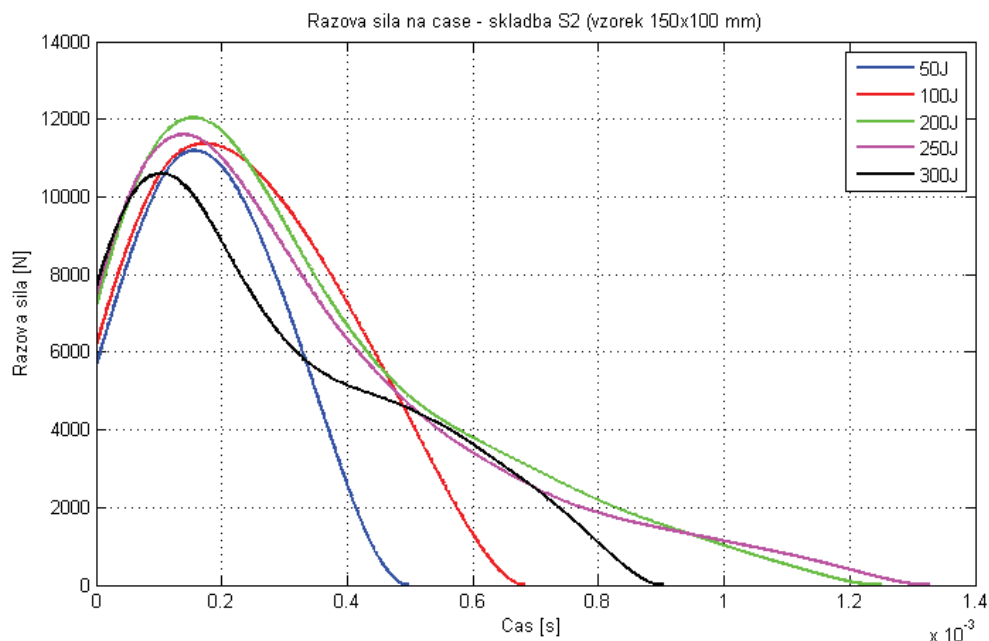
Skladba S2 je tvořena 24 vrstvami uhlíkové tkaniny. Jedná se o vzorek s největší tloušťkou. V případě malého panelu docházelo k průrazu při energii o velikosti 310 J. U velkého panelu došlo k průrazu panelu až při podstatně vyšší hodnotě. Při energii 600 J stále neprošla tuhá kroupa skrz panel. Z tohoto pohledu byla kritická až hodnota 610 J. Výsledky všech řešených případů jsou uvedeny v následující tabulce (Tab. 9-4). Na obrázcích Obr. 9-3 až Obr. 9-6 je pak znázorněn průběh rázové síly v závislosti na dráze, respektive na průhybu panelu.

Tab. 9-4: Výsledky pro skladbu S2

Případ	Ráz. en. [J]	Abs. en. [J]	Max. síla [N]	Max. pr. [mm]	Průraz
dvvh_MV_s02_50J	50	23.8	11191	4.58	NE
dvvh_MV_s02_100J	100	55.4	11373	8.43	NE
dvvh_MV_s02_200J	200	143.4	12039	16.04	NE
dvvh_MV_s02_250J	250	201.5	11606	21.84	NE
dvvh_MV_s02_300J	300	244.5	10604	34.71	NE
dvvh_MV_s02_310J	310	225.0	10841	-	ANO
dvvh_VV_s02_200J	200	129.6	10731	18.92	NE
dvvh_VV_s02_300J	300	200.0	12195	27.62	NE
dvvh_VV_s02_400J	400	309.4	12850	38.15	NE
dvvh_VV_s02_500J	500	407.6	14001	47.24	NE
dvvh_VV_s02_600J	600	421.8	14443	50.59	NE
dvvh_VV_s02_610J	610	451.1	14438	-	ANO

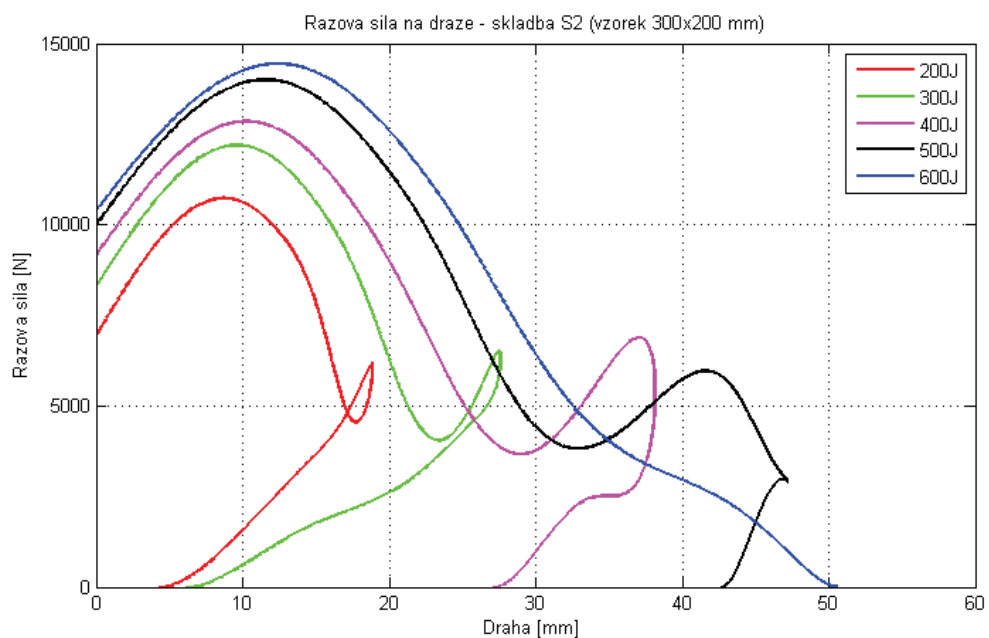
Vzhledem k rychlému nárůstu rázové síly u těchto impaktů tuhou kroupou a následnému filtrování dat (filtr CFC 1000) nezačínají křivky v nulové hodnotě, ale podstatně výše. U nízkorychlostních impaktů v jiných kapitolách v této práci nebyl tento počáteční skok tak patrný jako je tomu zde.


Obr. 9-3: Graf $F(s)$ pro skladbu S2 (malý vzorek)

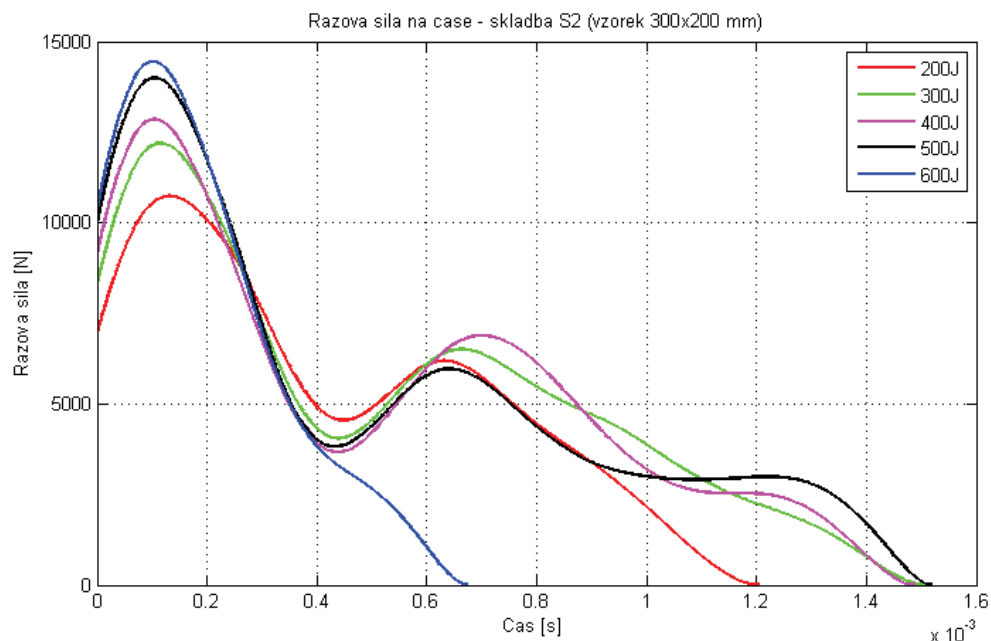


Obr. 9-4: Graf $F(t)$ pro skladbu S2 (malý vzorek)

U malého panelu se skladbou S2 lze pozorovat podobné průběhy rázové síly pro všechny řešené energie v rozmezí 50 až 300 joulů. Na grafu Obr. 9-3 ráz s energií 300 J vypadá jako průraz, nicméně kroupa neprošla skrz panel. Maximální hodnoty rázové síly dosáhl případ 200 J, případy s nižší i vyšší energií dosáhly nižších hodnot.



Obr. 9-5: Graf $F(s)$ pro skladbu S2 (velký vzorek)



Obr. 9-6: Graf Ft) pro skladbu S2 (velký vzorek)

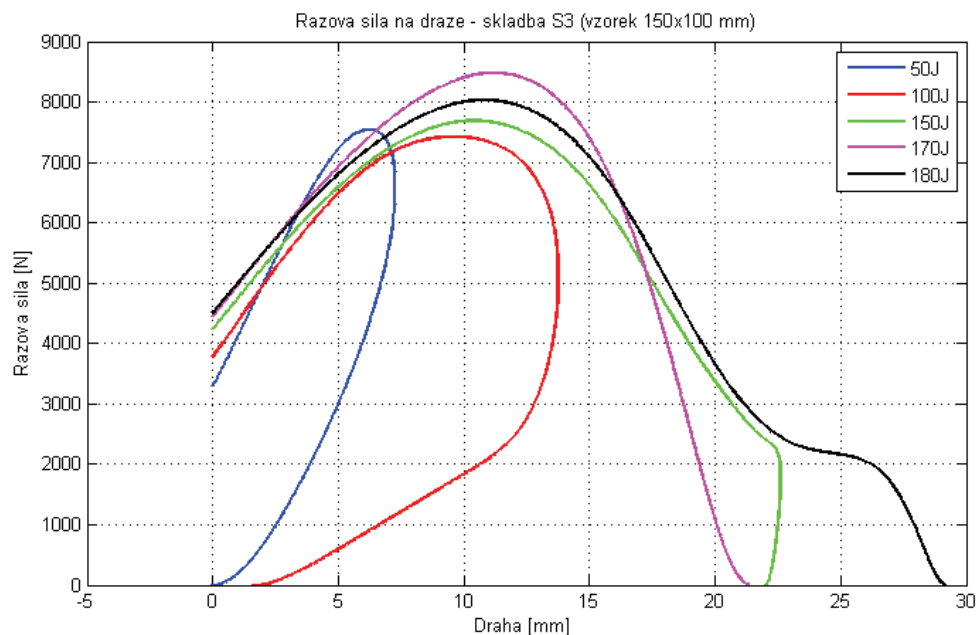
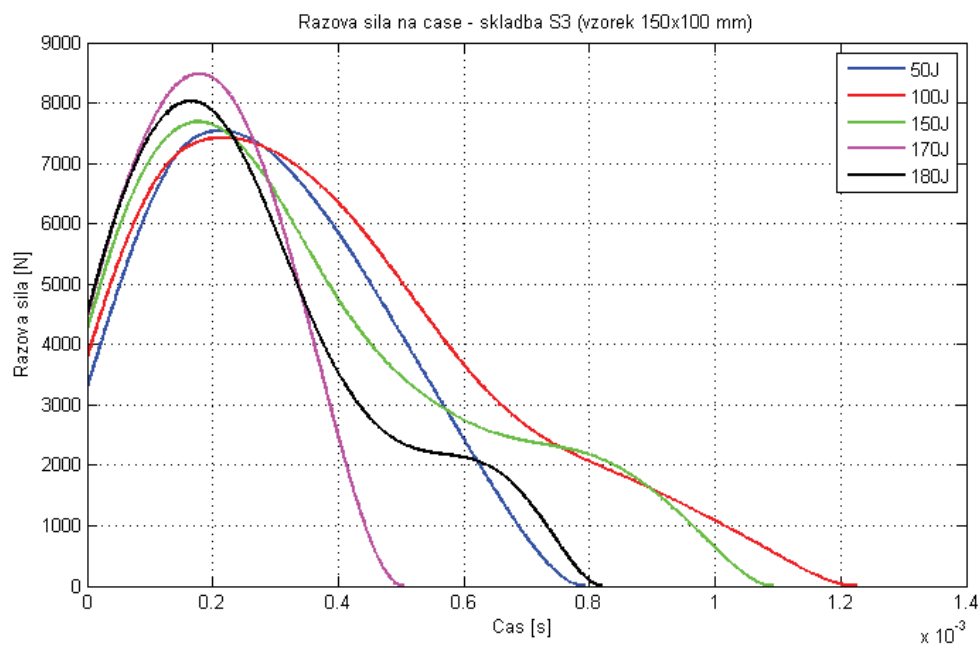
U velkého panelu se skladbou S2 rázová síla rostla s rostoucí rázovou energií a maximální hodnoty rázové energie tedy dosáhl případ s 600 J. Zajímavé jsou průběhy síly v místě maximálního průhybu (Obr. 9-5).

9.3.2. Skladba S3

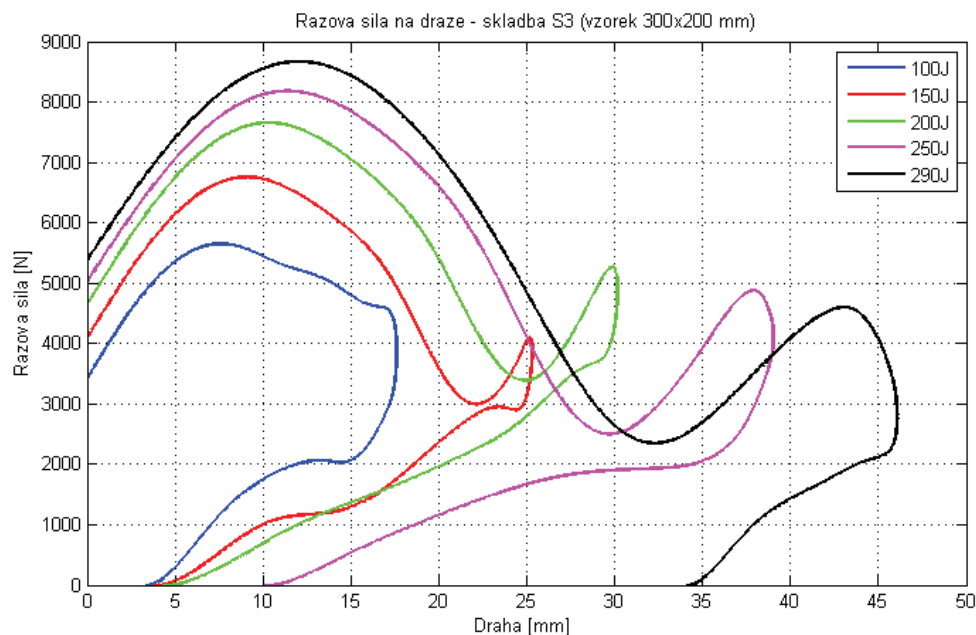
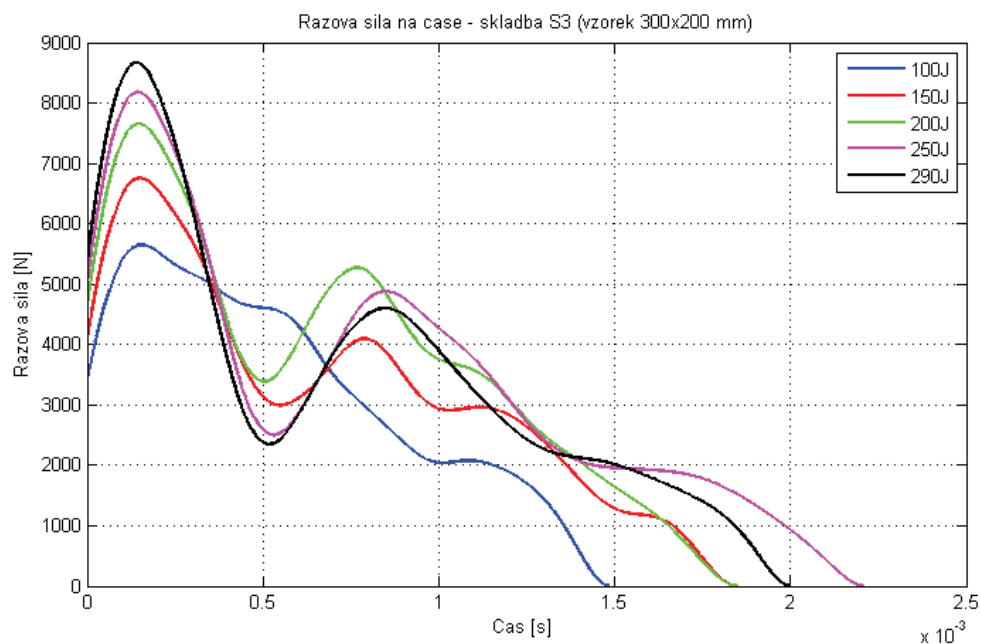
Skladba S3 je tvořena 18 vrstvami tkaniny. Penetrace malého vzorku se odehrála při hodnotě 190 joulů, v případě velkého vzorku pak při hodnotě 300 joulů.

Tab. 9-5: Výsledky pro skladbu S3

Případ	Ráz. en. [J]	Abs. en. [J]	Max. síla [N]	Max. pr. [mm]	Průraz
dvvh_i_MV_s03_50J	50	27.9	7541	7.26	NE
dvvh_i_MV_s03_100J	100	71.0	7856	11.45	NE
dvvh_i_MV_s03_150J	150	132.4	10731	18.92	NE
dvvh_i_MV_s03_170J	170	132.3	8481	21.37	NE
dvvh_i_MV_s03_180J	180	151.1	8031	29.16	NE
dvvh_i_MV_s03_190J	190	159.4	7746	-	ANO
dvvh_i_VV_s03_100J	100	65.6	5651	17.58	NE
dvvh_i_VV_s03_150J	150	100.2	6756	25.30	NE
dvvh_i_VV_s03_200J	200	132.2	7654	30.15	NE
dvvh_i_VV_s03_250J	250	179.6	8179	39.03	NE
dvvh_i_VV_s03_290J	290	242.6	8666	46.06	NE
dvvh_i_VV_s03_300J	300	254.7	8370	-	ANO

Obr. 9-7: Graf $F(s)$ pro skladbu S3 (malý vzorek)Obr. 9-8: Graf $F(t)$ pro skladbu S3 (malý vzorek)

Rázová síla v případě malého panelu se skladbou S3 dosáhla maxima v případě 170 J. Při rázové energii 180 J byla její hodnota nižší. Náraz kroupy s energií 180 J panel nepenetroval, i když průběh v grafu Obr. 9-7 ukazuje velkou deformaci panelu.


Obr. 9-9: Graf $F(s)$ pro skladbu S3 (velký vzorek)

Obr. 9-10: Graf $F(t)$ pro skladbu S3 (velký vzorek)

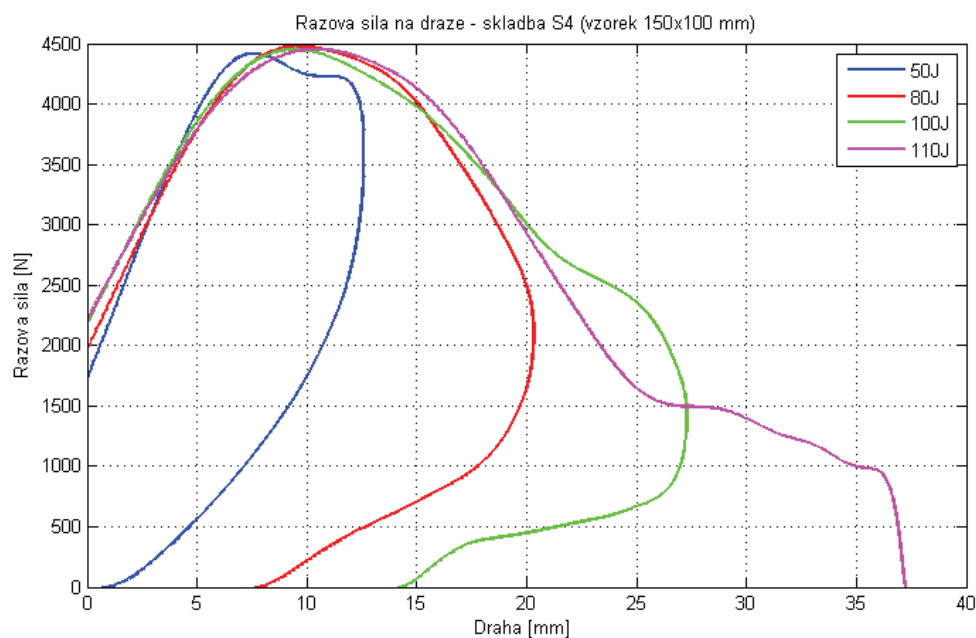
U velkého panelu se skladbou S3 můžeme na grafu závislosti rázové síly na dráze (Obr. 9-9) opět pozorovat zajímavé chování v případě maximálních průhybů pro větší hodnoty energie. Stejně tak lze v případě velkého panelu opět pozorovat růst maximální rázové síly s rostoucí energií impaktu. Hodnoty maximální rázové síly se zde mezi jednotlivými případy výrazně liší (rozdíl mezi 100 a 290 J činí cca 3000 N).

9.3.3. Skladba S4

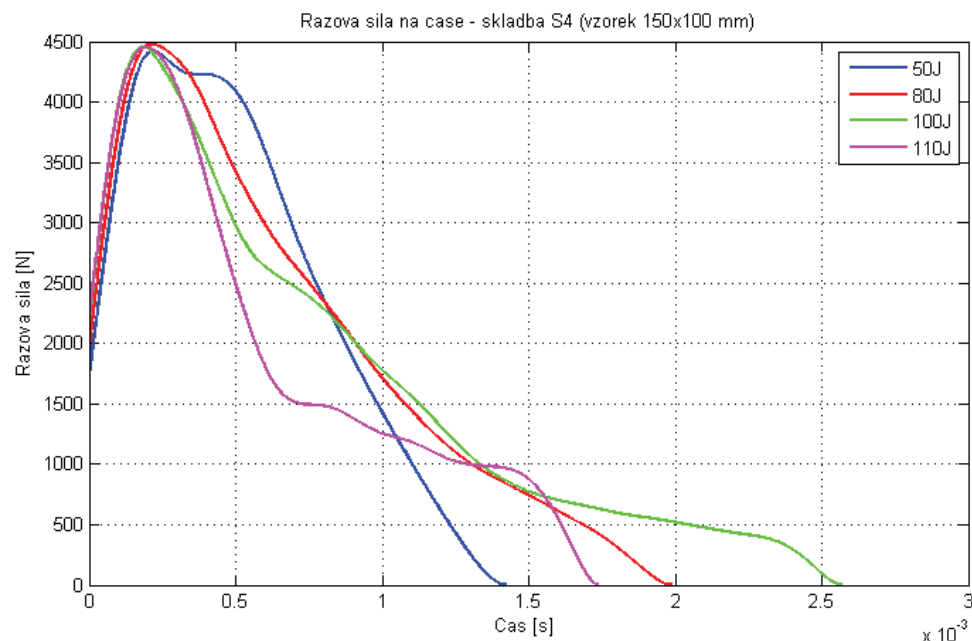
Skladba S4 se skládá z 12 vrstev. Výsledky pro tuto skladbu jsou v tabulce Tab. 9-6. Malý panel byl penetrován v případě kroupy s energií 120 J, velký panel v případě 190 J. Průběhy rázové síly jsou v grafech Obr. 9-11 až Obr. 9-14.

Tab. 9-6: Výsledky pro skladbu S4

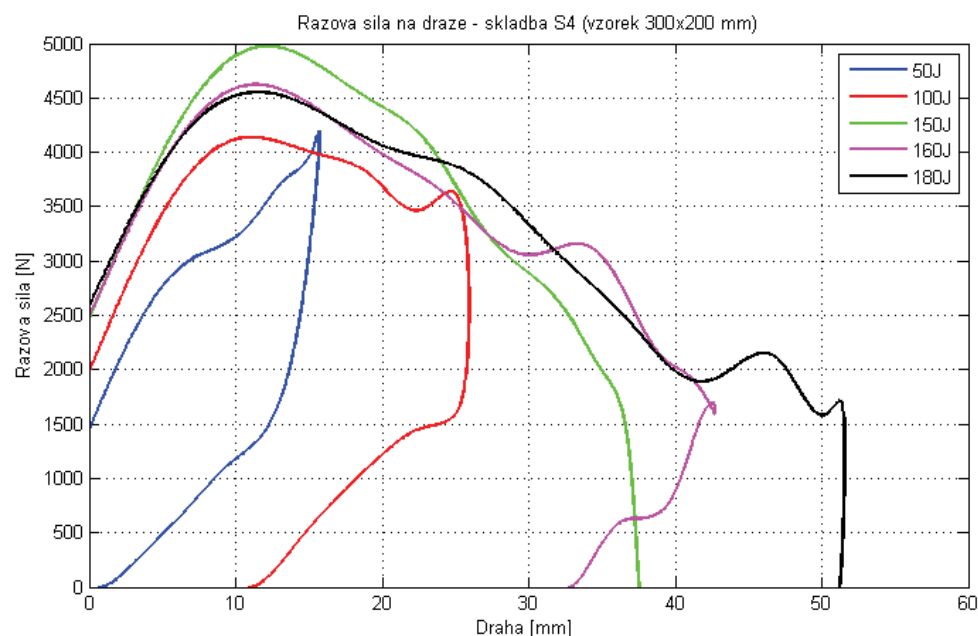
Případ	Ráz. en. [J]	Abs. en. [J]	Max. síla [N]	Max. pr. [mm]	Průraz
dvvhi_MV_s04_50J	50	34.1	4417	12.59	NE
dvvhi_MV_s04_80J	80	66.5	4480	20.31	NE
dvvhi_MV_s04_100J	100	87.1	4453	27.27	NE
dvvhi_MV_s04_110J	110	102.5	4453	37.23	NE
dvvhi_MV_s04_120J	120	104.7	4645	-	ANO
dvvhi_VV_s04_50J	50	30.4	4191	15.72	NE
dvvhi_VV_s04_100J	100	79.5	4138	25.91	NE
dvvhi_VV_s04_150J	150	139.7	4976	37.55	NE
dvvhi_VV_s04_160J	160	142.3	4622	42.74	NE
dvvhi_VV_s04_180J	180	168.2	4553	51.54	NE
dvvhi_VV_s04_190J	190	138.9	5176	-	ANO

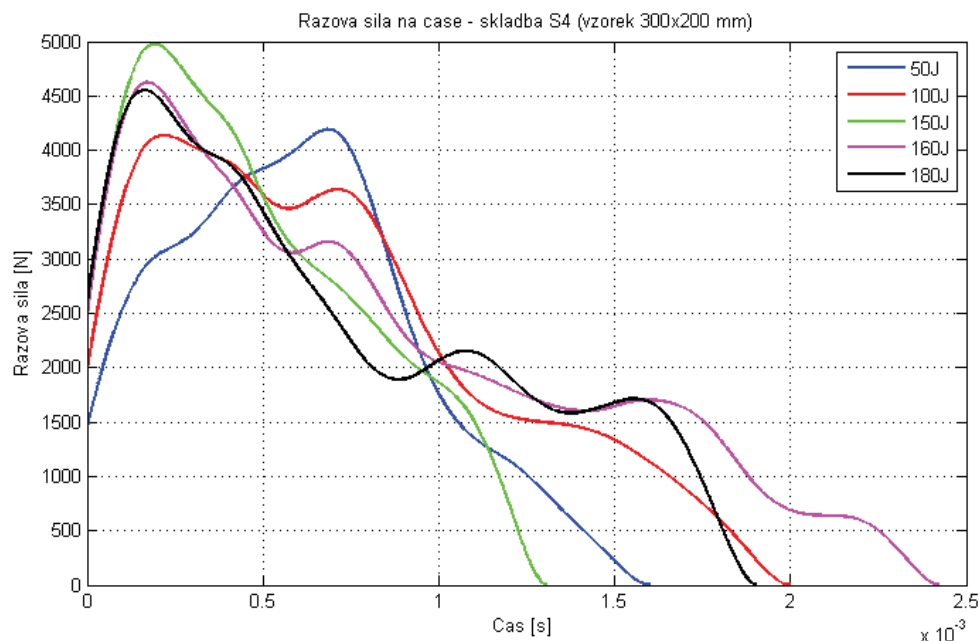


Obr. 9-11: Graf $F(s)$ pro skladbu S4 (malý vzorek)


Obr. 9-12: Graf $F(t)$ pro skladbu S4 (malý vzorek)

U malého panelu se skladbou S2 se hodnoty maximální rázové síly prakticky nelišily (rozdíl mezi případy činí v případě největšího rozdílu 36 N, což je zanedbatelné). Na grafu Obr. 9-11 lze opět pozorovat pro nejvyšší hodnotu energie, při které nedojde k průrazu, velkou deformaci panelu, nicméně kroupa vzorkem při této energii (110 J) neprojde.


Obr. 9-13: Graf $F(s)$ pro skladbu S4 (velký vzorek)



Obr. 9-14: Graf $F(t)$ pro skladbu S4 (velký vzorek)

Maximální hodnota rázové síly pro velký panel se skladbou S2 byla dosažena v případě energie o velikosti 150 joulů. Odlišný průběh rázové síly v závislosti na čase má oproti ostatním případům s nejmenší energií (50 J).

9.4. Vyhodnocení

Oproti předchozí kapitole byl razník s půlkulatým hrotem nahrazen tuhou kroupou s velkým poloměrem oproti razníku a s nižší hmotností. Pro dosažení stejných hodnot impaktní energie tedy byly používány podstatně vyšší počáteční rychlosti tělesa, než impaktuje zkoumaný panel. Pokud z tohoto rozboru vynecháme průrazy větších panelů, můžeme sledovat, jak se změnila energie potřebná pro průraz panelu při změně geometrie a rychlosti razníku/kroupy.

V případě skladby S2 byla kritická hodnota energie pro průraz mezi 50 a 60 jouly pro razník. Pro kroupu to pak byl interval 300 až 310 joulů. Změna geometrie razníku v tomto případě zvýšila hodnotu potřebné energie pro penetraci vzorku na pěti až šesti násobek. U skladby S3 se jednalo v případě razníku o hodnoty 30 až 35 joulů pro razník a 180 až 190 joulů pro kroupu. Skladba S4 měla kritickou hodnotu mezi 20 až 25 jouly v případě razníku a mezi 110 a 120 jouly v případě kroupy. Změna poloměru a hmotnosti razníku v tomto případě zvýšila hodnotu potřebné energie pro penetraci vzorku na pěti až šesti násobek.

10. PARAMETRICKÁ STUDIE

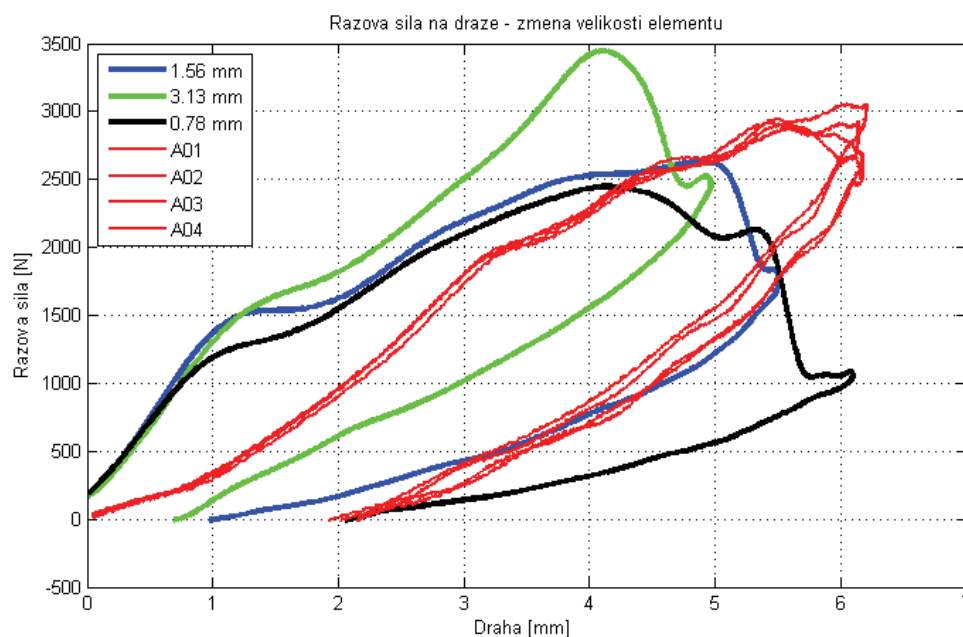
Tato kapitola popisuje provedenou parametrickou studii. Jako výchozí referenční model byl použit model z kapitoly 5 a proto zde nebude znovu popisován. Všechny řešené případy mají stejnou rázovou energii 10 J. Referenční případ má název **dps_p001** a v jednotlivých podkapitolách jsou měněny různé vlastnosti modelu pro zjištění vlivu daného parametru na výsledek. Zároveň jsou tyto výsledky porovnány s výsledky ze zkoušky z VZLÚ. V grafech jsou vykresleny všechny čtyři případy 10 J impaktů, v tabulkách s výsledky jsou uvedeny pouze zprůměrované hodnoty z těchto čtyřech případů.

10.1. Vliv sítě

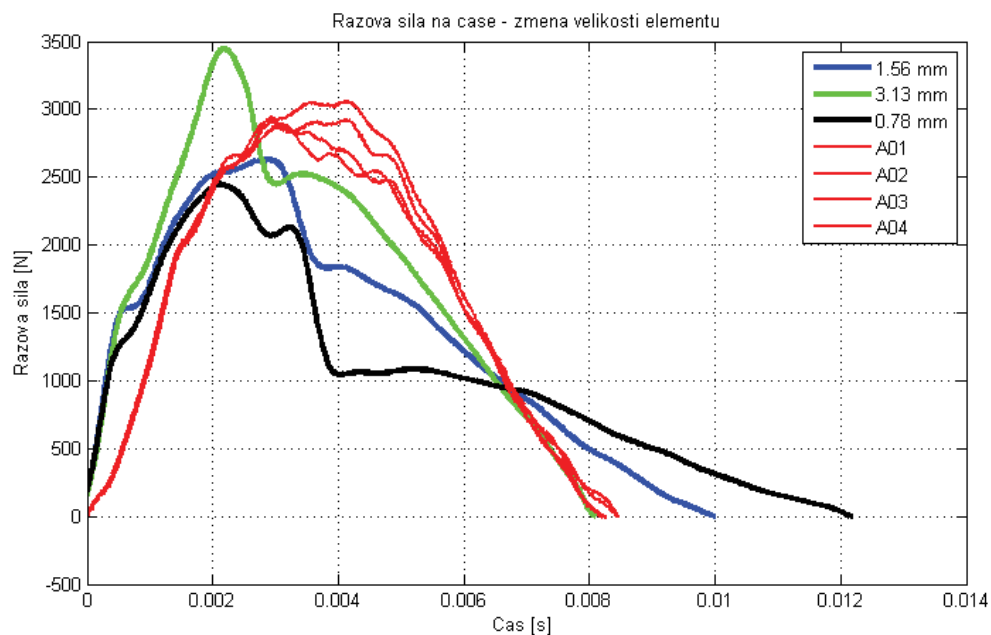
10.1.1. Velikost elementů

Síť byla ve výchozím případě 4x zahuštěna v oblasti dopadu razníku s výslednou velikostí elementu 1,5625 mm. V dalším případě bylo jedno zahuštění sítě vypuštěno (hrana elementů o velikosti 3,125 mm) a v posledním případě naopak provedeno ještě jednou (elementy s velikostí 0,78125 mm). Velikost elementů razníku byla ve všech případech stejná (1 mm).

Z vypočtených průběhů rázové síly lze pozorovat, že s rostoucí velikostí elementů vzorku roste maximální hodnota rázové síly. Průhyb naopak s rostoucí velikostí elementů klesá.



Obr. 10-1: Graf $F(s)$ při změně velikosti elementů

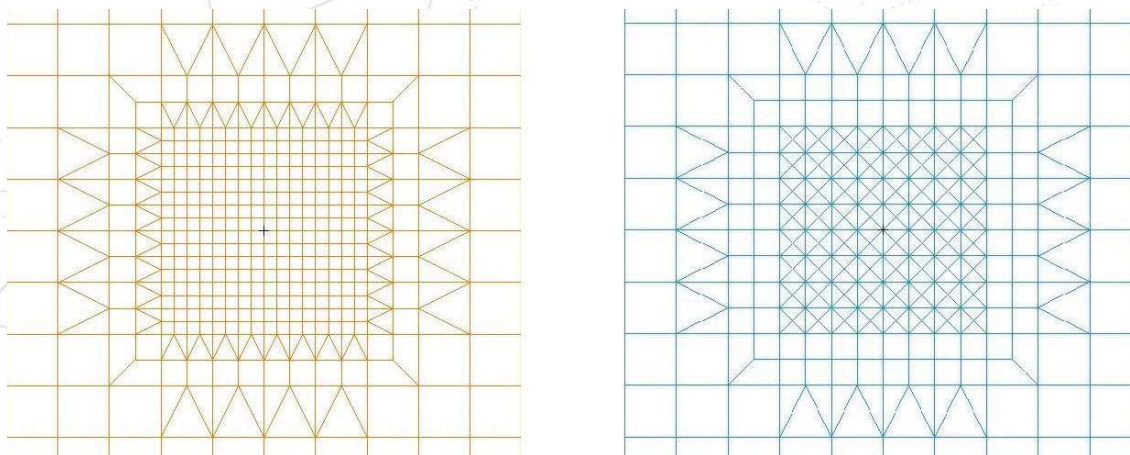
Obr. 10-2: Graf $F(t)$ při změně velikosti elementů

Tab. 10-1: Změna velikosti elementů vzorku

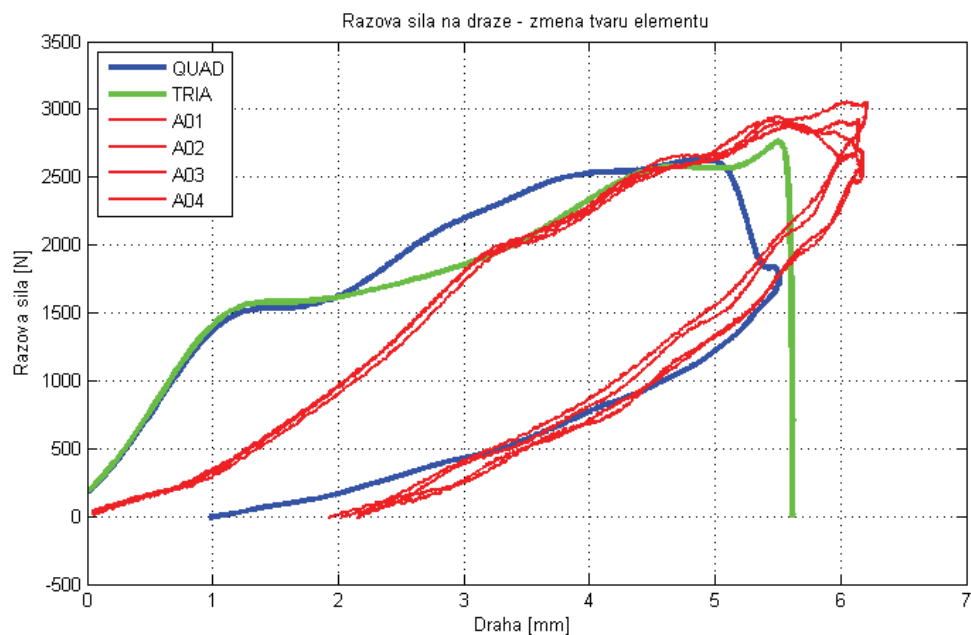
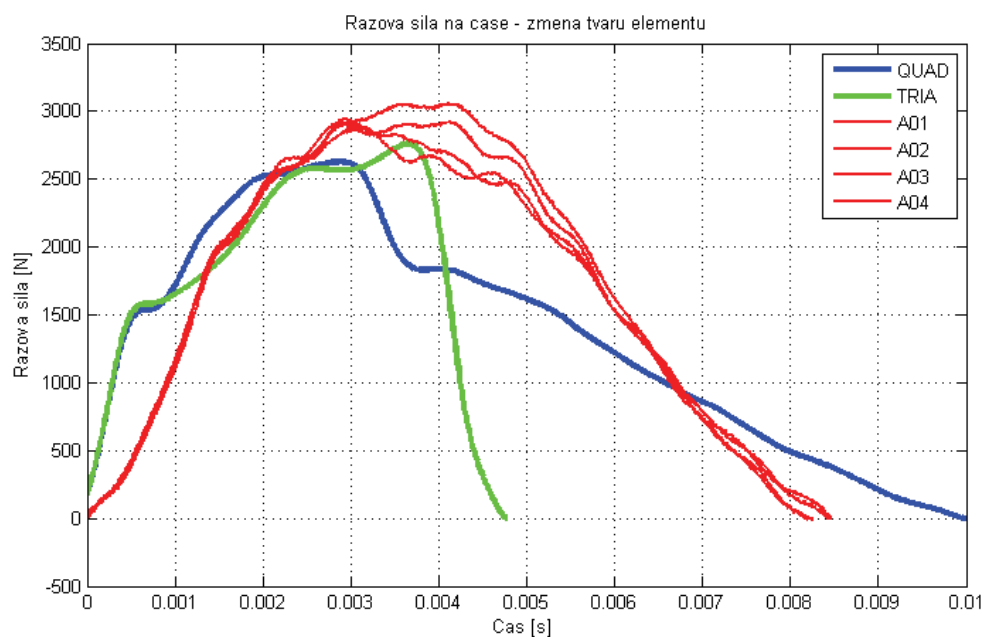
Případ	Vel. elem. [mm]	Abs. energie [J]	Max. síla [N]	Max. průhyb [mm]	Průraz
ØA	-	5.89	2945	6.17	-
dps_p001	1.5625	7.59	2628	5.51	NE
dps_p101	3.125	5.92	3446	4.97	NE
dps_p102	0.78125	8.64	2446	6.09	NE

10.1.2. Tvar elementů

V tomto případě byla síť pod razníkem vytvořena čtyřhrannými prvky QUAD s hranou o velikosti 1,5625 mm a následně nahrazena tříhrannými prvky TRIA. Trojúhelníkové prvky nevykazovaly dobré výsledky, a proto se jejich použití nejeví jako příliš vhodné.



Obr. 10-3: Použití QUAD (vlevo) a TRIA elementů (vpravo)

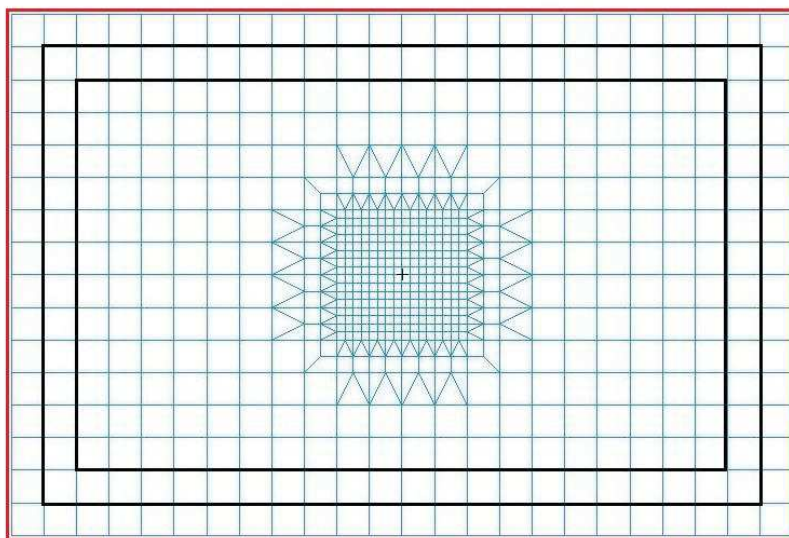

Obr. 10-4: Graf $F(s)$ při změně tvaru elementů

Obr. 10-5: Graf $F(t)$ při změně tvaru elementů

Tab. 10-2: Změna tvaru elementů vzorku

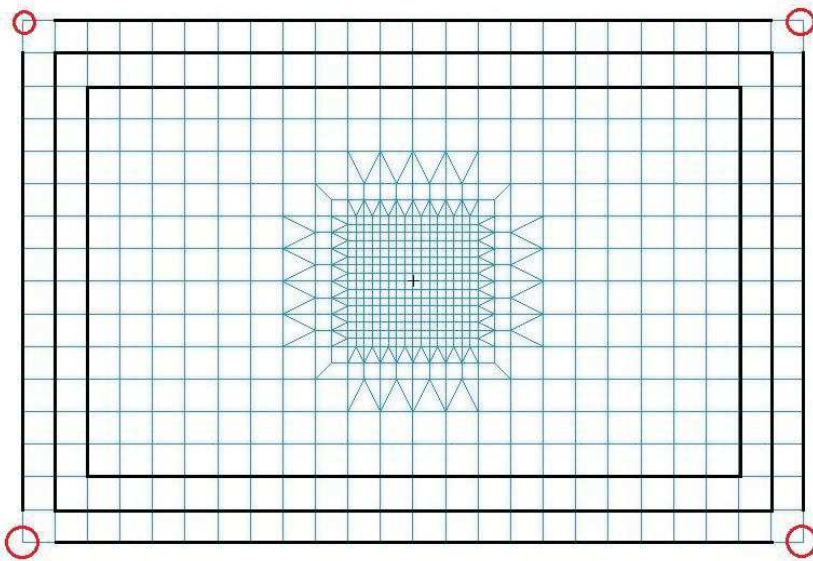
Případ	Tvar elem.	Abs. energie [J]	Max. síla [N]	Max. průhyb [mm]	Průraz
ØA	-	5.89	2945	6.17	-
dps_p001	QUAD	7.59	2628	5.51	NE
dps_p111	TRIA	10.24	2760	5.62	NE

10.2. Vliv okrajových podmínek

V této části byly vyzkoušeny tři varianty zavazbení vzorku. První případ odpovídá uchycení vzorku, jak bylo popsáno v kapitole 5 (tři řady nodů po obvodu vzorku zamezeny v pohybu ve všech třech směrech). Druhá varianta má zamezení pohybu ve všech směrech pouze po obvodu a dvě vnitřní řady mají omezen pouze posun ve směru osy Z (osa razníku), viz OBR. Třetí varianta má ve všech třech řadách omezen pouze posun ve směru Z a pouze čtyři rohové nody mají omezený pohyb ve všech směrech (OBR OBR). Na následujících obrázcích značí černé čáry oblast s omezením pohybu v ose Z ($_{_}_0$) a červené čáry a značky představují omezení posunutí ve všech třech směrech (0,0,0).

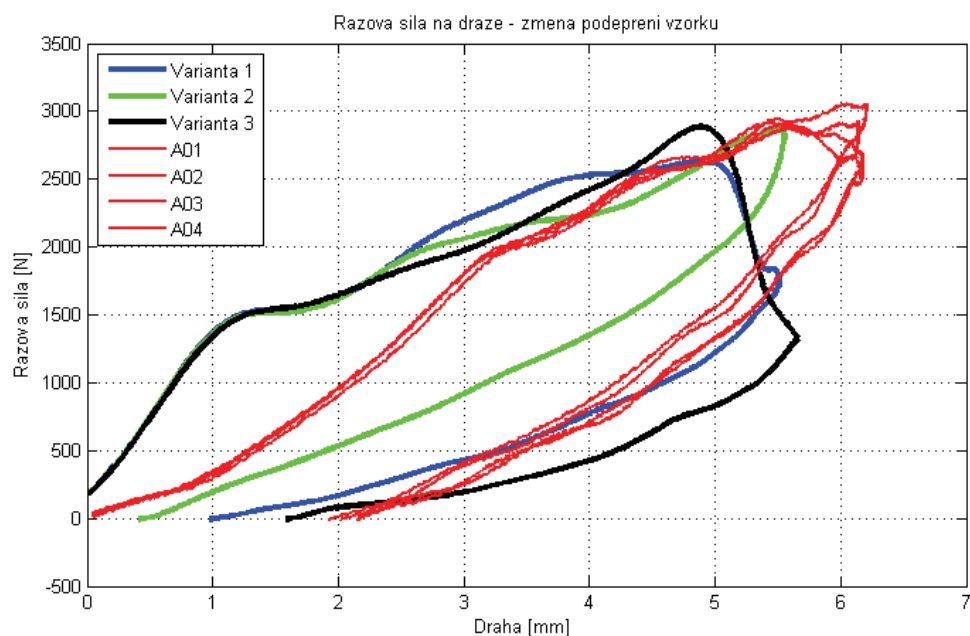
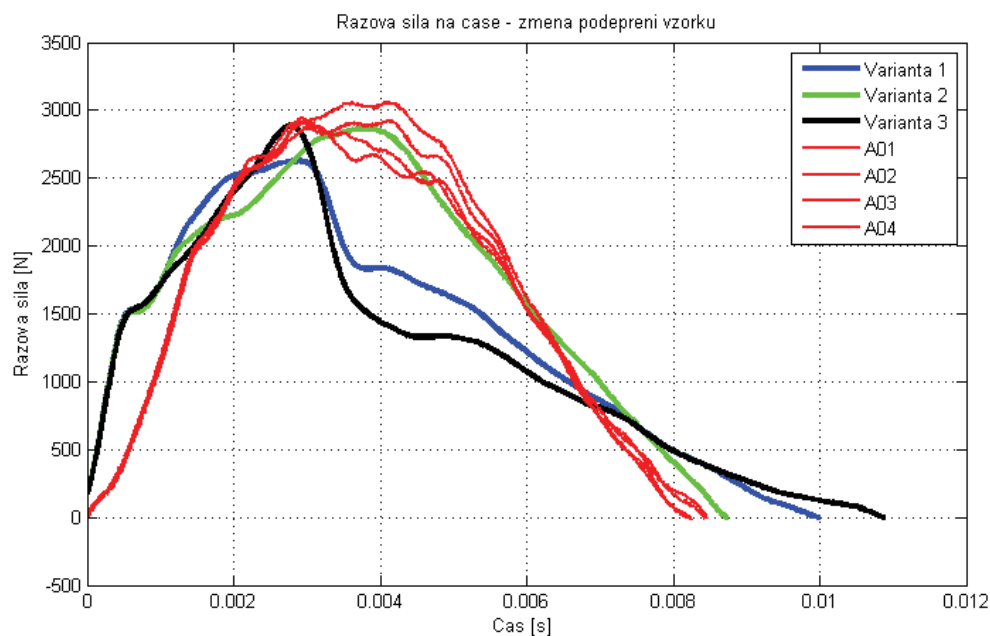


Obr. 10-6: Zavazbení vzorku – varianta 2



Obr. 10-7: Zavazbení vzorku – varianta 3

Data ze zkušebny v tomto případě nejlépe vystihuje zavazbení variantou 2. Průběh rázové síly v čase velmi dobře kopíruje průběh při reálných zkouškách. Množství absorbované energie při nárazu též vychází nejlépe v případě varianty 2. Maximální hodnota průhybu vychází pro všechny tři varianty podobně. Menší hodnota rázové síly je v případě uchycení variantou 1, varianty 2 a 3 vykazují hodnoty o cca 250 N vyšší.


Obr. 10-8: Graf $F(s)$ při změně zavazbení vzorku

Obr. 10-9: Graf $F(t)$ při změně zavazbení vzorku

Tab. 10-3: Změna zavazbení vzorku

Případ	Vazba vzorku	Abs. energie [J]	Max. síla [N]	Max. průhyb [mm]	Průraz
ØA	-	5.89	2945	6.17	-
dps_p001	varianta 1	7.59	2628	5.51	NE
dps_p201	varianta 2	5.09	2866	5.55	NE
dps_p202	varianta 3	8.50	2885	5.67	NE

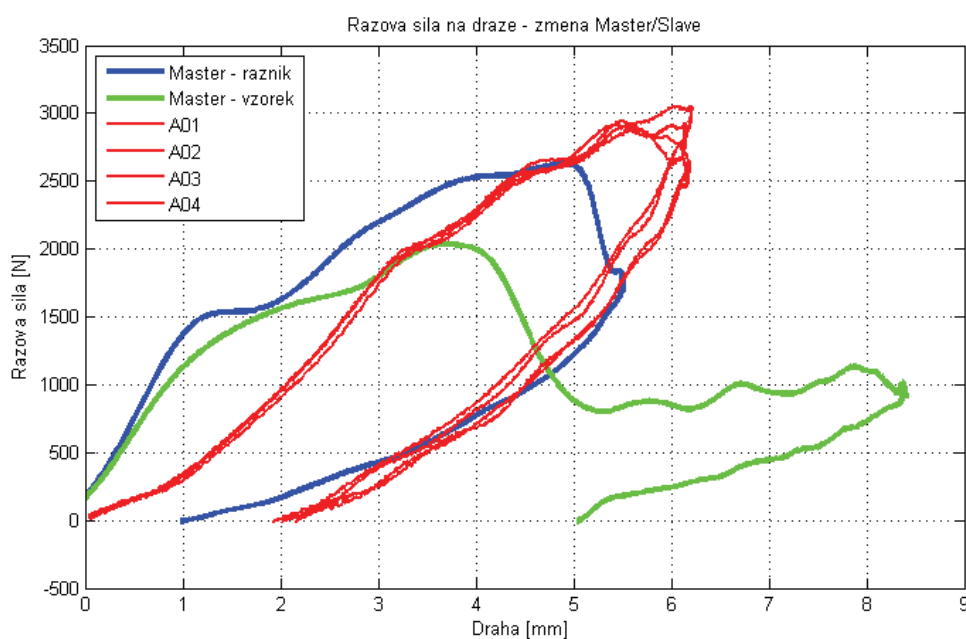
10.3. Vliv nastavení kontaktu

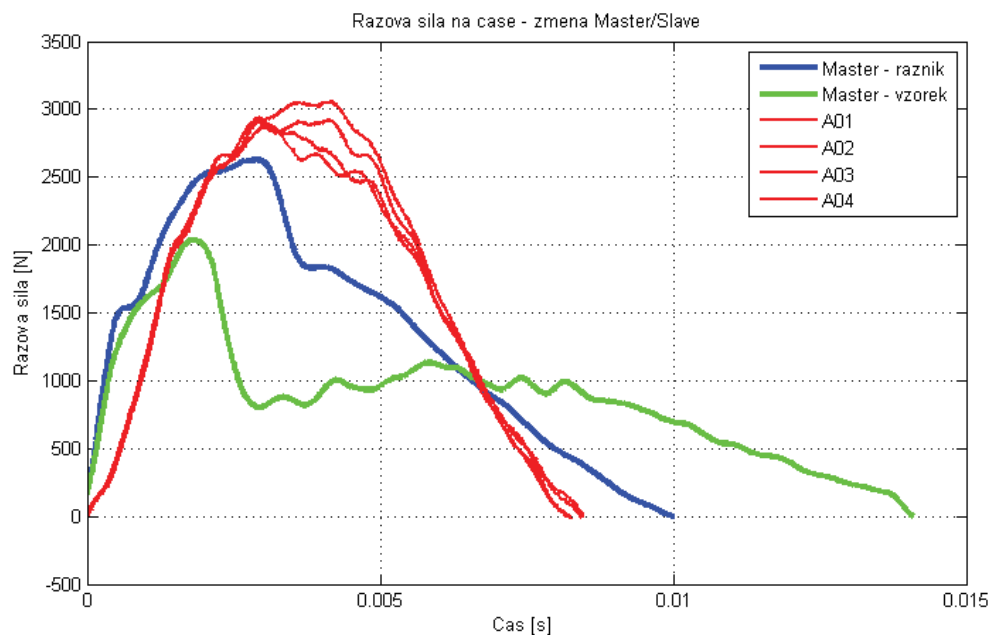
10.3.1. Přiřazení Master/Slave

Ve výchozím modelu byl v parametrech kontaktu jako master přiřazen razník a jako slave naopak vzorek. Nabízející variantou tedy bylo prohození tohoto nastavení. Při nastavení, kdy byl master tvořen vzorkem a slave tvořil razník, dával výpočet neuspokojivý výsledek. Výsledkem byla nízká hodnota maximální rázové síly (2036 N) a neodpovídající průběh rázové síly v závislosti na dráze razníku. Hodnota maximálního průhybu byla v tomto případě o hodně větší (8,4 mm) než v případě první varianty (5,51 mm).

Tab. 10-4: Změna přiřazení Master/Slave

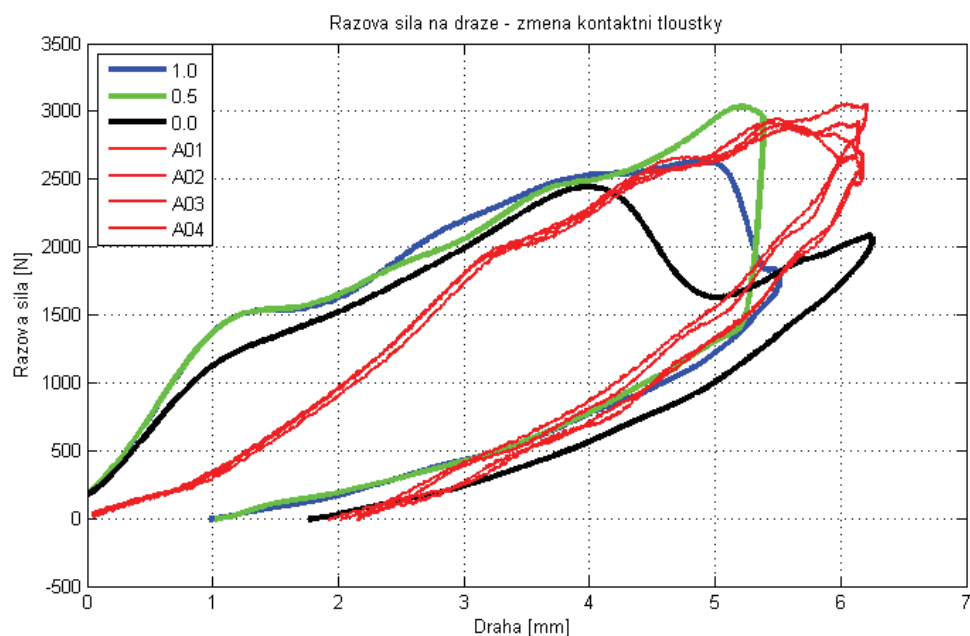
Případ	Master	Abs. energie [J]	Max. síla [N]	Max. průhyb [mm]	Průraz
ØA	-	5.89	2945	6.17	-
dps_p001	razník	7.59	2628	5.51	NE
dps_p301	vzorek	8.88	2036	8.40	NE

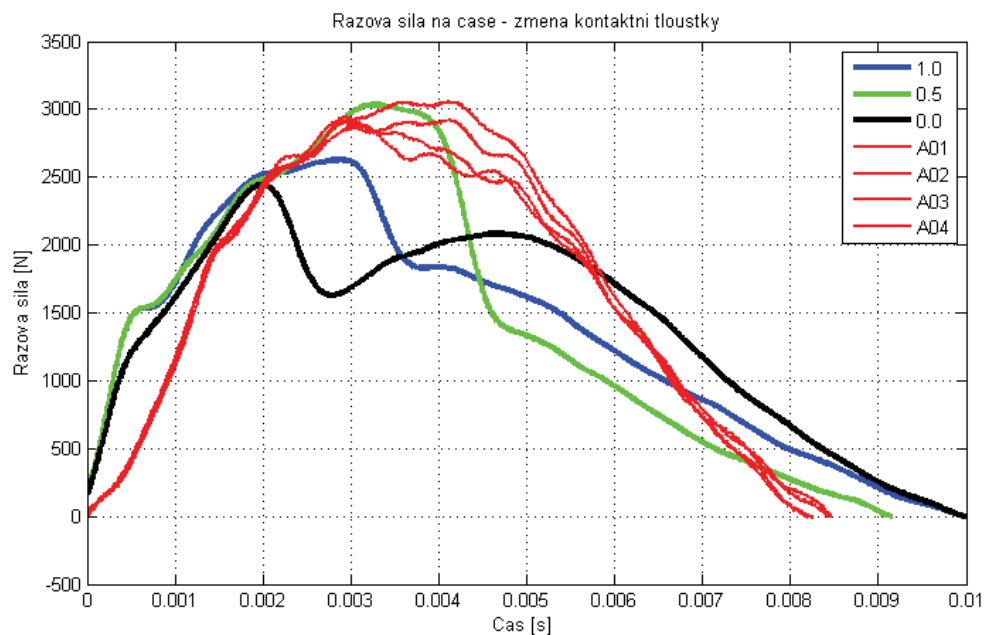
Obr. 10-10: Graf $F(s)$ při změně Master/Slave


Obr. 10-11: Graf $F(t)$ při změně Master/Slave

10.3.2. Nastavení kontaktní tloušťky

Dalším kontaktním parametrem, jehož vliv je zde zkoumán, je kontaktní tloušťka (contact thickness). V referenčním modelu byla použita hodnota 1.0. V dalších dvou výpočtech byla tato hodnota snížena na 0,5 pro druhou variantu a na 0,0 pro třetí variantu. S daty z VZLÚ nejlépe koresponduje nastavení kontaktní tloušťky 0,5 jak pro průběh rázové síly v čase, tak i pro průběh v závislosti na průhybu. Hodnoty maximální rázové síly se velmi blíží hodnotě ze zkoušek.


Obr. 10-12: Graf $F(s)$ při změně kontaktní tloušťky

Obr. 10-13: Graf $F(t)$ při změně kontaktní tloušťky

Tab. 10-5: Změna kontaktní tloušťky

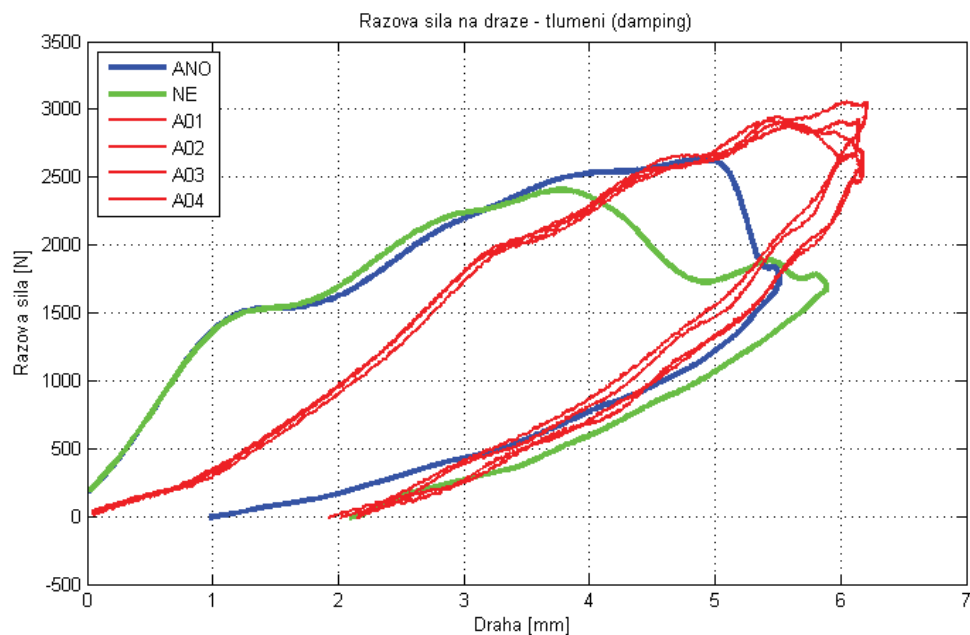
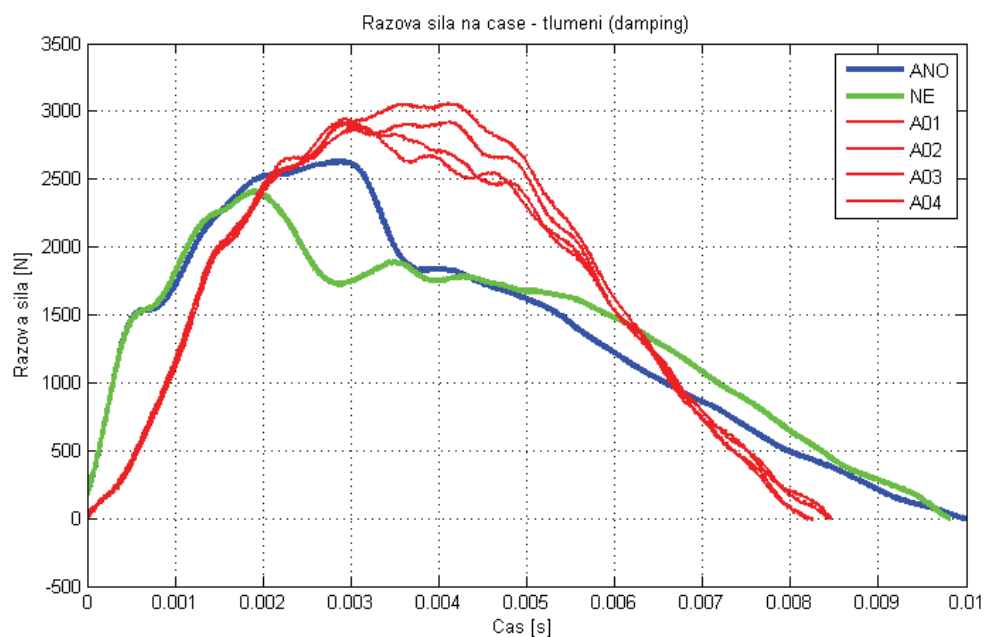
Případ	Kontaktní tl.	Abs. energie [J]	Max. síla [N]	Max. průhyb [mm]	Průraz
ØA	-	5.89	2945	6.17	-
dps_p001	1.0	7.59	2628	5.51	NE
dps_p311	0.5	7.64	3033	5.38	NE
dps_p312	0.0	7.20	2442	6.26	NE

10.3.3. Vliv parametru tlumení (damping)

V případě referenčního modelu bylo v nastavení kontaktu zapnuto tlumení. Referenční stav byl tedy změněn na variantu, při které bylo tlumení vypnuto. Průběhy rázové síly v závislosti na čase mají podobný průběh, nicméně případ bez tlumení dosahuje nižších hodnot rázové síly. Maximální rázová síla je menší cca o 200 N. Průběh rázové síly v závislosti na průhybu vychází opět podobně pro obě varianty. Varianta s vypnutým tlumením dosahuje nepatrně většího maximálního průhybu.

Tab. 10-6: Změna tlumení

Případ	Tlumení	Abs. energie [J]	Max. síla [N]	Max. průhyb [mm]	Průraz
ØA	-	5.89	2945	6.17	-
dps_p001	ANO	7.59	2628	5.51	NE
dps_p321	NE	7.64	2405	5.89	NE


Obr. 10-14: Graf $F(s)$ při změně tlumení

Obr. 10-15: Graf $F(t)$ při změně tlumení

10.3.4. Koeficienty tření

V této části byla měněna dvojice parametrů koeficientů tření. Ve vlastnostech kontaktu figurují dva koeficienty tření – statický a kinetický. U referenčního modelu byly oba nastaveny na hodnotu 0,5. Použité kombinace pro jednotlivé varianty jsou v následující tabulce (Tab. 10-7). Koeficienty byly měněny v rozsahu hodnot 0,1 až 0,7.

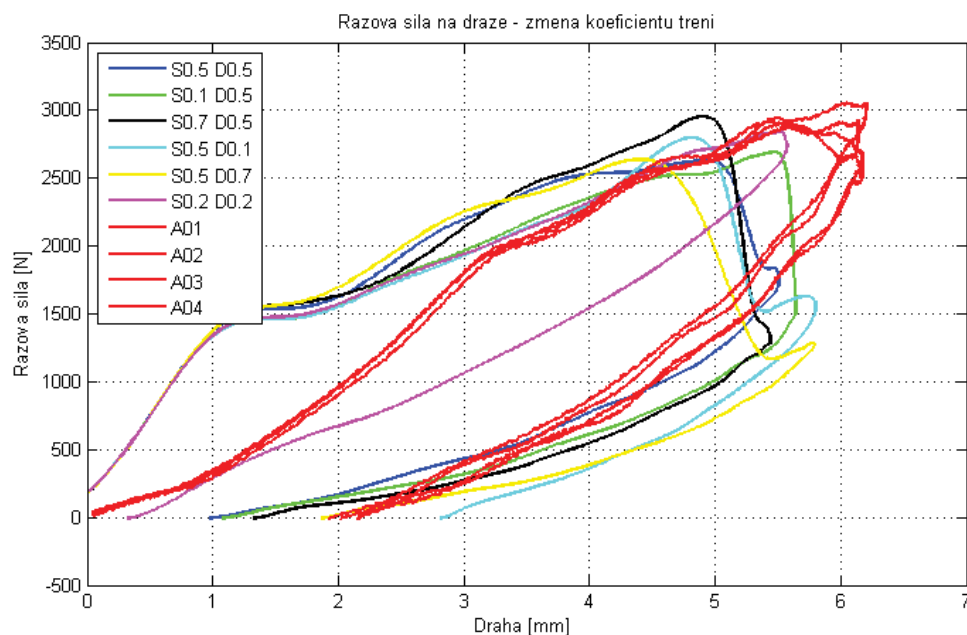
Tab. 10-7: Tabulka nastavení koeficientů tření

Případ	Statický koef.	Kinetický koef.
dps_p001	0.5	0.5
dps_p331	0.1	0.5
dps_p332	0.7	0.5
dps_p333	0.5	0.1
dps_p334	0.5	0.7
dps_p335	0.2	0.2

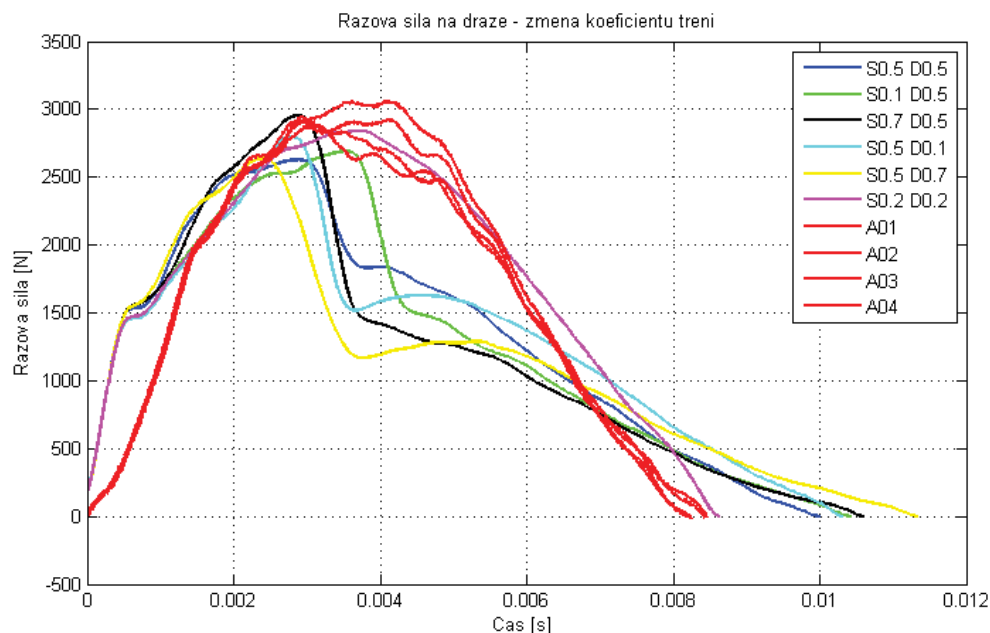
Maximální rázová síla se výsledku zkoušky nejvíce přibližuje při použití kombinace 3 (statický koeficient 0,7, kinetický 0,5). Průběh rázové síly v závislosti na průhybu je u všech kombinací podobný, ztelně se liší výsledek kombinace 6 (oba koeficienty s hodnotou 0,2). Výsledek této kombinace také nejlépe kopíruje průběh rázové síly v čase ze zkoušek (Obr. 10-17). Z tohoto hlediska jde zdaleka o nejlepší výsledek ze všech šesti kombinací.

Tab. 10-8: Změna koeficientů tření

Případ	Koef. tření	Abs. energie [J]	Max. síla [N]	Max. průhyb [mm]	Průraz
ØA	-	5.89	2945	6.17	-
dps_p001	kombinace 1	7.59	2628	5.51	NE
dps_p331	kombinace 2	7.94	2693	5.64	NE
dps_p332	kombinace 3	8.38	2954	5.44	NE
dps_p333	kombinace 4	8.43	2799	5.80	NE
dps_p334	kombinace 5	8.55	2637	5.80	NE
dps_p335	kombinace 6	4.31	2842	5.57	NE



Obr. 10-16: Graf F(s) při změně koeficientů tření


Obr. 10-17: Graf $F(t)$ při změně koeficientů tření

10.4. Vliv nastavení materiálu

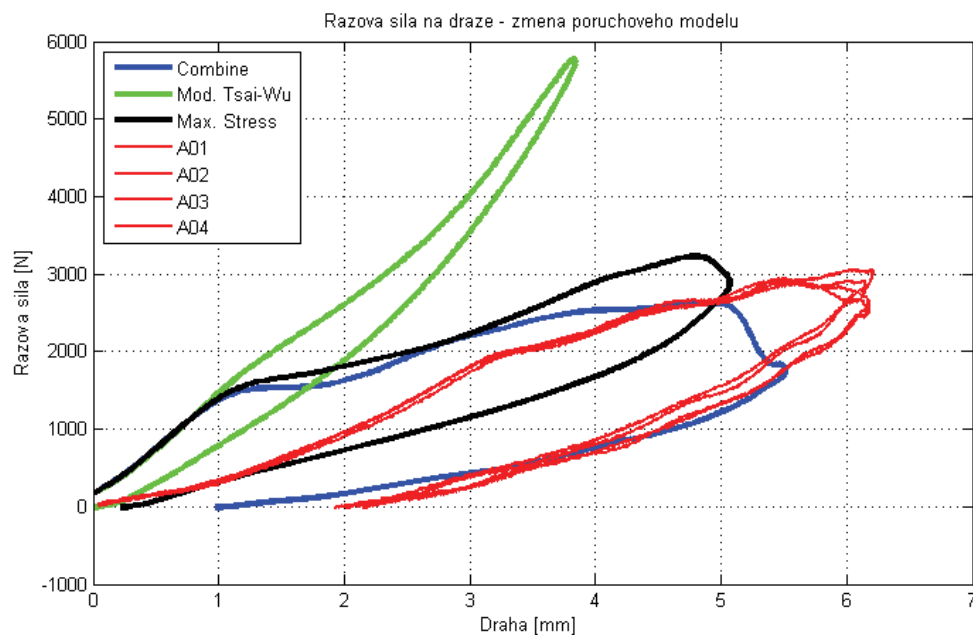
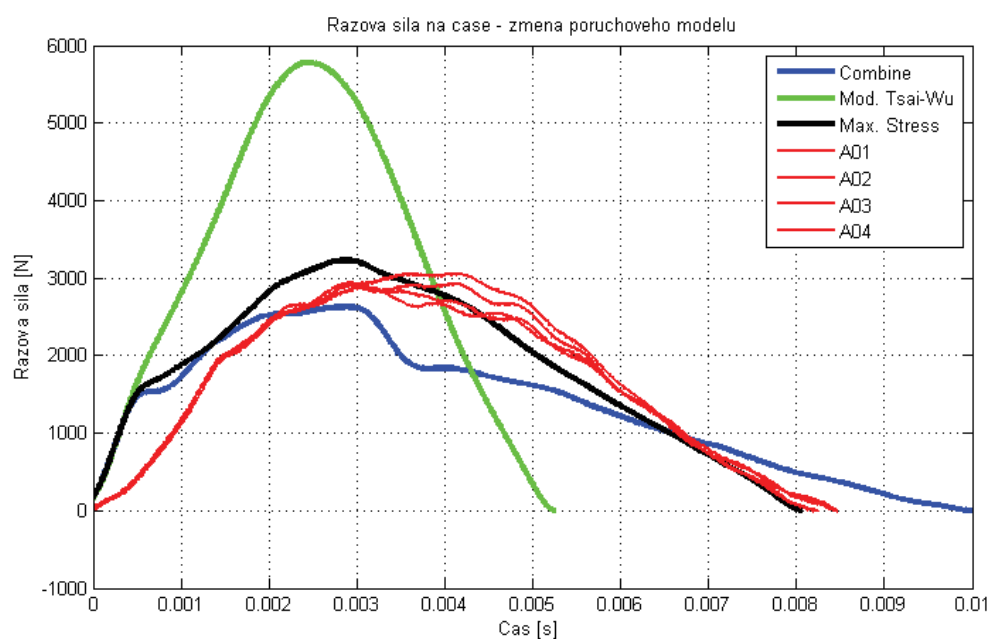
10.4.1. Poruchové modely

V této části byl měněn použitý poruchový model. Poruchový model se mění v nastavení vlastností tkaniny (stejně jako zbývající parametry, které budou měněny dále v této kapitole). V referenčním modelu byl použit kombinovaný poruchový model (Combine). Nastavení tohoto modelu je patrné z tabulky Tab. 5-7. Při použití tohoto modelu je možné vybrat poruchová kritéria pro jednotlivé poruchy zvlášť. Pro selhání vlákna (tah i tlak) je použit model Max Stress (4), stejně tak je tento model použit pro selhání matrice (tah a tlak). Pro poruchu matrice ve smyku je použit model Modifikovaný Tsai-Wu (3).

V dalších dvou variantách jsou vybrány pro všechny poruchy jednotné poruchové modely. Ve druhé variantě je vybrán model Modifikovaný Tsai-Wu, ve třetí variantě je použit model Max Stress. Při použití Tsai-Wu je hodnota rázové síly zhruba dvojnásobná oproti zbývajícím dvěma modelům. Průhyb je naopak výrazně menší. Použití tohoto modelu se nejeví jako příliš vhodné, případně by bylo třeba upravit parametry materiálového modelu. Nejlépe z těchto tří kombinací vychází použitý referenční kombinovaný model.

Tab. 10-9: Změna poruchového modelu

Případ	Poruchový model	Abs. energie [J]	Max. síla [N]	Max. průhyb [mm]	Průraz
ØA	-	5.89	2945	6.17	-
dps_p001	Combine	7.59	2628	5.51	NE
dps_p401	Mod. Tsai-Wu	2.05	5779	3.84	NE
dps_p402	Max. Stress	4.95	3231	5.07	NE

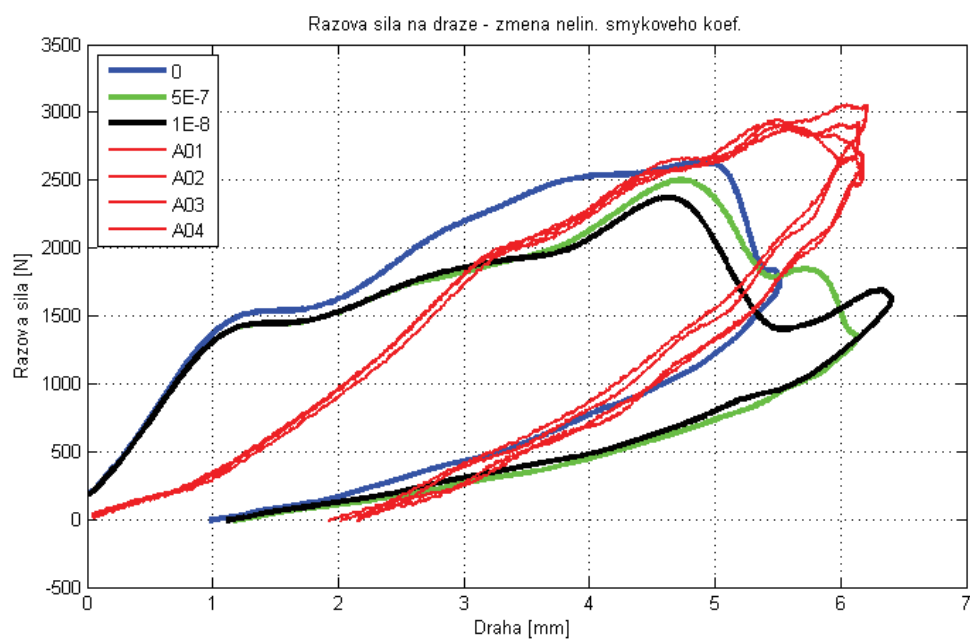
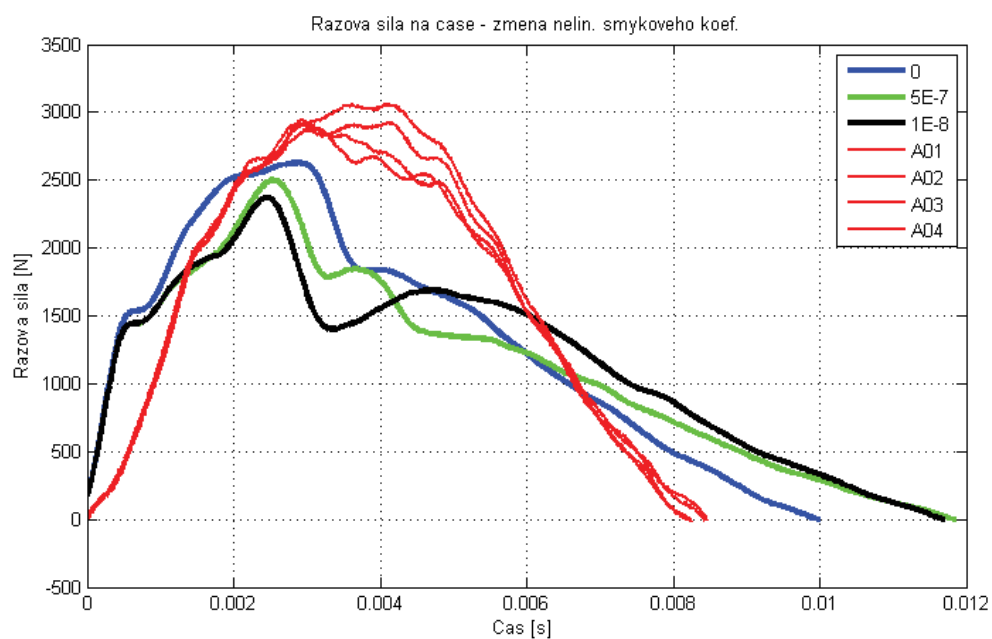
Obr. 10-18: Graf $F(s)$ při změně poruchového modeluObr. 10-19: Graf $F(t)$ při změně poruchového modelu

10.4.2. Nastavení nelineárního smykového koeficientu

V referenčním modelu byl nastaven nelineární smykový koeficient na hodnotu 0. Ve dvou dalších případech byla tato hodnota změněna na $5e-7$, respektive na $1e-8$. Vliv těchto změn není příliš výrazný. Obě tyto varianty vykazují menší hodnotu maximální rázové síly. Průběh rázové síly v závislosti na čase je podobný jako u referenčního případu. Hodnoty průhybů jsou lehce větší. Absorbované energie jsou u všech tří případů podobné.

Tab. 10-10: Změna nelineárního smykového toku

Případ	Nelin. smykový koef.	Abs. energie [J]	Max. síla [N]	Max. průhyb [mm]	Průraz
ØA	-	5.89	2945	6.17	-
dps_p001	0.00E+00	7.59	2628	5.51	NE
dps_p411	5.00E-07	7.98	2500	6.14	NE
dps_p412	1.00E-08	7.43	2371	6.40	NE


Obr. 10-20: Graf $F(s)$ při změně nelineárního smykového koeficientu

Obr. 10-21: Graf $F(t)$ při změně nelineárního smykového koeficientu

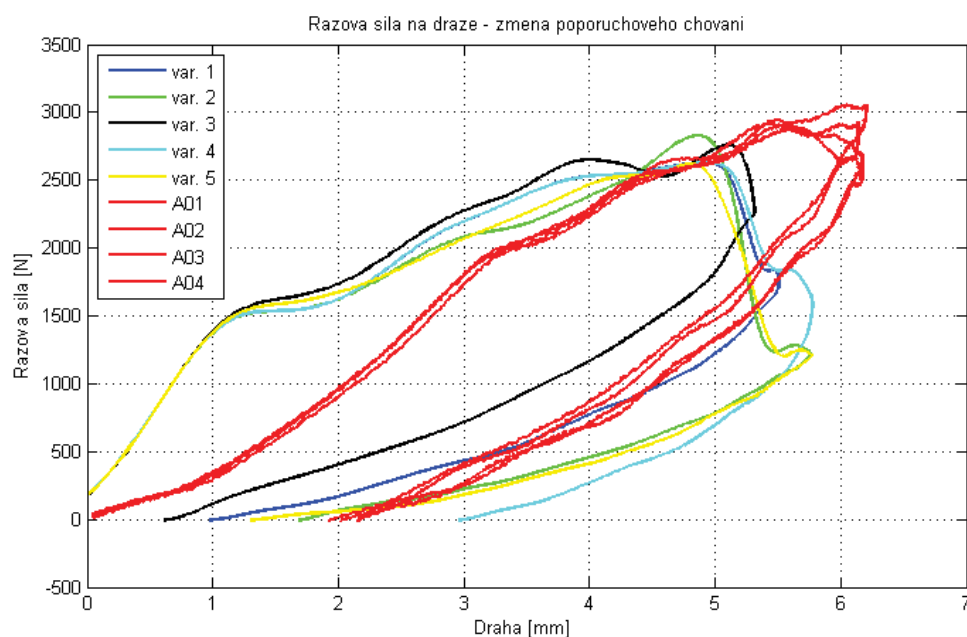
10.4.3. Chování materiálu po poruše

Posledním sledovaným parametrem je popis, jenž definuje chování materiálu po poruše. V referenčním modelu bylo použito defaultní nastavení (Tab. 5-7). Dále byly řešeny případy s pozměněným chováním dle následující tabulky (Tab. 10-11). F.T. a F.C. v tabulce označuje chování materiálu při poruše vlákna v tahu, respektive v tlaku. M.T. a M.C. pak popisují chování v případě porušení matrice v tahu/tlaku. IPS pak značí In Plane Shear Failure – porušení ve smyku.

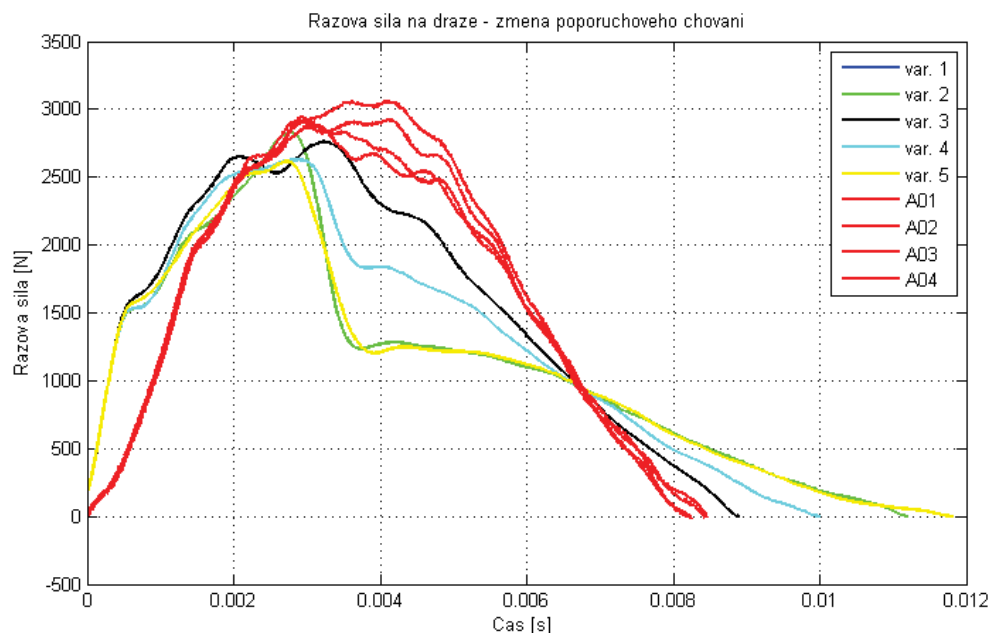
Tab. 10-11: Tabulka nastavení chování materiálu po poruše

Případ	F.T.	F.C.	M.T.	M.C.	IPS
dps_p001	1111	1010	0110	0110	0001
dps_p421	1111	1111	0110	0110	0001
dps_p422	1011	1010	0110	0110	0001
dps_p423	1111	1010	0111	0110	0001
dps_p424	1111	1010	0110	1110	0001

Vliv změny poporuchového chování můžeme pozorovat na grafech Obr. 10-22 a Obr. 10-23. Co se týče průběhů rázové síly, tak skutečnosti nejlépe odpovídá varianta 3. Stejně tak tato varianta nejlépe odpovídá z hlediska množství absorbované energie. Tento model se od referenčního liší nastavením chování po poruše vláken v tahu. Referenční model má pro toto chování nastaveno pravidlo 1111. V případě tahového poškození vlákna dojde ke kompletnímu selhání a vlákno již nepřenáší žádné zatížení. U varianty č.3 je aplikováno pravidlo 1011, což znamená, že v případě tahového poškození vlákna si vlákno stále zachovává modul pružnosti v příčném směru (E2). Ostatní komponenty přestávají při této poruše působit. Nastavení u varianty č.3 se mi proto jeví jako nejlepší pro danou uhlíkovou tkaninu.



Obr. 10-22: Graf $F(s)$ při změně poporuchového chování


Obr. 10-23: Graf $F(t)$ při změně poporuchového chování

Tab. 10-12: Změna poporuchového chování

Případ	Poporuch. chování	Abs. energie [J]	Max. síla [N]	Max. průhyb [mm]	Průraz
ØA	-	5.89	2945	6.17	-
dps_p001	varianta 1	7.59	2628	5.51	NE
dps_p421	varianta 2	8.39	2828	5.75	NE
dps_p422	varianta 3	6.38	2760	5.31	NE
dps_p423	varianta 4	9.43	2628	5.77	NE
dps_p424	varianta 5	8.49	2617	5.77	NE

10.5. Optimální nastavení modelu rázové zkoušky

Po provedení parametrické studie se jeví jako ideální velikost elementů sítě pod razníkem použité nastavení (1.5625 mm), stejně jako použité prvky QUAD.

Z hlediska zavazbení vzorku je nejlepším řešením varianta 2 (Obr. 10-6). V tomto případě byl odebrán posuv ve všech třech směrech (0,0,0) pouze na nodech, jež tvoří hranu vzorku. Dvě vnitřní řady nodů pak byly pouze omezeny ve směru pohybu razníku (__,0).

Přiřazení Master/Slave bylo v referenčním modelu provedeno dobře. Výsledky s opačným nastavením se více lišily od výsledků z impaktových zkoušek. Parametr zapnutí/vypnutí tlumení neměl moc výrazný efekt, nicméně zvolené referenční nastavení (tlumení zapnuto) poskytovalo lepší výsledky. I přes různá nastavení koeficientů tření byly výsledky velmi podobné bez

výraznějších odchylek kromě případu, ve kterém byly nastaveny oba koeficientů na hodnotu 0,2. Toto nastavení se jeví jako optimální pro daný případ.

Co se týče nastavení materiálu, tak poruchový model Combine i Max. Stress poskytovaly podobné výsledky. Velmi špatnou volbou byl model Modified Tsai-Wu. Změnou koeficientu nelineárního smykového toku se výsledky příliš neměnily, nicméně nejlepší volbou se jeví použití referenční hodnoty 0. Pro poporuchové chování je vhodné použití defaultních pravidel s výjimkou chování vláken po poruše v tahu, kde lepší výsledky poskytovalo pravidlo 1011.

Doporučená nastavení pro řešenou rázovou zkoušku tedy jsou:

- Síť vzorku i elementu dle referenčního případu
- Vazba vzorku viz. varianta 2
- U kontaktu přiřazení Master pro razník a Slave pro vzorek
- Zapnutí tlumení v nastavení kontaktu
- Snížení hodnoty koeficientů tření na 0,2 pro oba koeficienty
- Poruchový model tkaniny „Combine“ s referenčním nastavením
- Nelineární smykový tok s hodnotou 0
- Poporuchová pravidla defaultní kromě poruchy vláken v tahu (1011)

11. ZÁVĚR

Předkládaná diplomová práce se zabývá simulacemi průrazů kompozitních uhlíkových panelů. Původním cílem práce bylo provést simulaci rázových zkoušek kevlarových a skelných laminátů provedených ve VZLÚ pro společnost Aero Vodochody Aerospace z důvodu hledání optimálního materiálu pro konstrukci vzduchovodu letounu Aero L-39NG. Dalším cílem mělo být provedení parametrické studie.

Během tvorby práce bylo se zástupci Aera konzultováno, že kevlar a sklo nemají pro AVA význam, protože se nebudou používat pro konstrukci vzduchovodu zmíněného letounu. Z tohoto důvodu byly simulace skla a kevlaru nahrazeny pouze simulacemi uhlíkových panelů, jež byly kromě zkušebních vzorků doplněny o skladby, jež budou tvořit konstrukci vzduchovodu.

První část práce tvoří popis kompozitních materiálů a jejich vlastností při průrazech. Dále jsou tyto teoretické poznatky doplněny o popis funkce explicitních řešičů. Dále je popis reálné rázové zkoušky kompozitů za pomoci padostroje, tak jak probíhala ve zkušebně VZLÚ.

Zbývající část práce byla věnována samotným simulacím průrazů. Na úvod této části byla věnována jedna celá kapitola popisu tvorby a nastavení modelu v programu MSC Patran pro řešič Dytran. Z tohoto modelu se pak odvíjí různé varianty, jež byly použity v následujících kapitolách. Prvními řešenými simulacemi byly právě simulace rázové zkoušky. Výsledky této simulace byly porovnány s naměřenými daty z VZLÚ.

Dalšími řešenými simulacemi byly tytéž rázové zkoušky, ale pro tři různé skladby. Tyto skladby byly dodány ze společnosti AVA a jsou použity v návrhu konstrukce vzduchovodu L-39NG. Pro tyto tři skladby byla dále řešena simulace nárazu kroupy. Kroupa byla vytvořena velmi zjednodušeně jako tuhá plocha. Výsledky z této části je třeba brát s rezervou, nicméně výsledky s tuhou kroupou jsou na bezpečné straně, protože tuhá kroupa neabsorbuje energii na svoji deformaci. Nárazy kroupy byly řešeny pro dvě různé velikosti panelů. Zajímavým poznatkem z těchto dvou kapitol je, že při změně geometrie razníku/kroupy a změně hmotnosti, jež vede k velké změně impaktové rychlosti, se výrazně mění kritická hodnota, při níž dojde k průrazu panelu (v tomto případě se zvýšila na zhruba pěti až šestinásobek při impaktu s kroupou oproti razníku). Podobně zajímavým poznatkem je vliv velikosti panelu na velikost rázové energie, jež způsobí průraz panelu. V případech s většími vzorky byla kritická energie pro průraz podstatně větší než u menšího vzorku. Pro vzorky s dvojnásobnými délkami stran se v případě skladby s největší tloušťkou (S2) zvýšila hodnota této energie na dvojnásobek. V případě nejtenčí skladby (S4) pak tato hodnota narostla o zhruba 50 %. Z tohoto lze vyvodit, že při řešení impaktových vlastností panelů je potřeba pohlížet na problém komplexně a vzít do úvahy nejenom kritickou hodnotu rázové energie, ale zároveň i velikost a tvar řešeného panelu a hmotnost a velikost (tvar) tělesa, jež řešený panel impaktuje.

Poslední částí práce je parametrická studie, ve které byly zkoumány vlivy různých parametrů a nastavení výpočtového modelu. Tyto výsledky byly opět porovnávány s daty z reálných rázových zkoušek.

12. SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY

- [1] NIU, Michael Chun-Yung. *Composite airframe structures: practical design information and data*. 4th published. Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press, 2005. ISBN 978-9627128069.
- [2] JURAČKA, Jaroslav. *Kompozitní konstrukce v letectví: Číslo zprávy: LU01-2007-OST.ST*. Brno, 2011. LETECKÝ ÚSTAV, VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ.
- [3] RICHARDSON, M.O.W. a M.J. WISHEART. *Review of low-velocity impact properties of composite materials. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* [online]. 1996, **27**(12), 1123-1131 [cit. 2017-02-11]. DOI: 10.1016/1359-835X(96)00074-7. ISSN 1359835x. Dostupné z: <http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/1359835X96000747>
- [4] *Obrázek: Procentuální zastoupení použitých materiálů v konstrukci F/A-18* [online]. [cit. 2017-05-17]. Dostupné z: <http://www.assemblymag.com/articles/90348-aerospace-fastening-in-the-21st-century>
- [5] MSC.SOFTWARE CORPORATION. *Dytran 2016 Theory Manual* [online]. 2015 [cit. 2017-05-17]. Dostupné z: https://simcompanion.mscsoftware.com/infocenter/index?page=content&id=DOC10865&cat=DYTRAN_DOCUMENTATION_2016&actp=LIST
- [6] MSC.SOFTWARE CORPORATION. *Dytran 2016 Reference Manual* [online]. 2015 [cit. 2017-05-17]. Dostupné z: https://simcompanion.mscsoftware.com/infocenter/index?page=content&id=DOC10864&cat=DYTRAN_DOCUMENTATION_2016&actp=LIST
- [7] MSC.SOFTWARE CORPORATION. *MSC Nastran 2016 Explicit Nonlinear (SOL 700) User's Guide* [online]. 2016, s. 562 [cit. 2017-05-17]. Dostupné z: https://simcompanion.mscsoftware.com/infocenter/index?page=content&id=DOC10964&cat=MSC_NASTRAN_DOCUMENTATION_2016&actp=LIST
- [8] *TR-AV-9954-0001: Analýza kritických oblastí vzduchovodu letounu L-39 z hlediska nárazu cizích objektů*. Aero Vodochody Aerospace a.s. 2016, 34 s. rev. 3.
- [9] *R-6456: VYHODNOCENÍ SROVNÁVACÍCH IMPAKTOVÝCH TESTŮ VYBRANÝCH MATERIÁLŮ PRO ÚČELY PROJEKTU COC*. VÝZKUMNÝ A ZKUŠEBNÍ LETECKÝ ÚSTAV, a. s. 2015, 314 s.
- [10] MSC.SOFTWARE CORPORATION. *Dytran 2016 User's Guide* [online]. 2015 [cit. 2017-05-17]. Dostupné z: https://simcompanion.mscsoftware.com/infocenter/index?page=content&id=DOC10863&cat=DYTRAN_DOCUMENTATION_2016&actp=LIST
- [11] TAKEDA, N., SIERAKOWSKI, R., and MALVERN, L., *Microscopic Observations of Cross Sections of Impacted Composite Laminates, Journal of Composites, Technology and Research*, Vol. 4, No. 2, 1982, pp. 40-44, <https://doi.org/10.1520/CTR10762J>. ISSN 0884-6804
- [12] JOSHI, S.P. AND SUN, C.T. *Impact induced fracture in a laminated composite*. Journal of Composite Materials 1985, Vol. 19, 51-66

- [13] CHOI, H.Y., WU, H.-Y.T. AND CHANG, F.K. *A new approach toward understanding damage mechanisms and mechanics of laminated composites due to low-velocity impact: Part II – Analysis*. Journal of Composite Materials 1991, Vol. 25, 1012-1038
- [14] CHANG, F.K., CHOI, H.Y. AND JENG, S.-T. *Study on impact damage in laminated composites*. Mechanics of Materials, Volume 10, Issue 1, 1990, Pages 83-95, ISSN 0167-6636
- [15] LIU, D. AND MALVERN, L.E. *Matrix cracking in impacted glass/epoxy plates*. Journal of Composite Materials 1987, Vol. 21, 594-609
- [16] GARG, AC. *Delamination - a damage mode in composite structures*. Engineering Fracture Mechanics 1988, Vol. 29(5), 557-584
- [17] DAVIES, G.A.O. AND ROBINSON, P. *Predicting failure by debonding/delamination*. 'AGARD: 74th Structures and Materials Meeting', 1992
- [18] CHOI, H.T. AND CHANG, F.-K. *A model for predicting damage in graphite/epoxy laminated composites resulting from low-velocity point impact*. Journal of Composite Materials 1992, Vol. 26(14), 2134-2169
- [19] DOXSEE, L.E., RUBBRECHT, P., LI, L., VERPOEST, I. AND SCHOLLE, M. *Delamination growth in composite plates subjected to transverse loads*. Journal of Composite Materials 1993, Vol. 27(8), 764-781
- [20] JIH, C.J. AND SUN, C.T. *Prediction of delamination in composite laminates subjected to low velocity impact*. Journal of Composite Materials 1993, Vol. 27(7), 684-701
- [21] CANTWELL, W.J. AND MORTON, J. *Geometrical effects in the low velocity impact response of CFRP*. Composite Structures 1989, Vol. 12, 39-59
- [22] DOREY, G. *Impact damage in composites - development, consequences, and prevention*. In 'Proc. 6th Int. Conf. on Composite Materials and 2nd European Conf. on Composite Materials', Imperial College, London, 1988, Vol. 3, pp. 3.1-3.26
- [23] EL-HABAK, A.M. *Effect of impact perforation load on GFRP composites*. Composites 1993, Vol. 24(4), 341-345

13. SEZNAM OBRÁZKŮ

Obr. 1-1: Použité materiály na stíhačce F/A-18 [4]	17
Obr. 1-2: Využití kompozitních materiálů ve vojenských letounech [1]	18
Obr. 1-3: Rozdělení kompozitů [2]	19
Obr. 1-4: Specifická pevnost a tuhost kompozitních materiálů [1]	19
Obr. 1-5: Pracovní diagram pro různá vlákna (epoxidová matrice) [1]	21
Obr. 1-6: Porovnání vlastností kompozitů a kovů [1]	23
Obr. 1-7: Pracovní diagram kompozitu Uhlík/Epoxid a hliníkové slitiny [1]	24
Obr. 1-8: Znaménková konvence laminátů [1]	25
Obr. 1-9: Typické značení laminátů [1]	25
Obr. 1-10: Kódování laminátů [1]	26
Obr. 2-1: Typy poškození kompozitů [1]	27
Obr. 2-2: Počáteční poškození kompozitového panelu [3]	30
Obr. 2-3: Schéma složek napětí (ohybové praskliny matrice) [3]	30
Obr. 2-4: Typické prasknutí matrice a delaminace na kompozitu (0/90/0) [3]	32
Obr. 3-1: Leap-frog scheme [7]	38
Obr. 3-2: Cyklus řešení explicitní metody [7]	38
Obr. 3-3: Lagrangeova metoda [5]	40
Obr. 3-4: Eulerova metoda [5]	40
Obr. 4-1: Schéma padostroje SUPR	41
Obr. 4-2: Uložení vzorku	42
Obr. 5-1: Geometrie modelu	45
Obr. 5-2: Síť vzorku	46
Obr. 5-3: Síť razníku	47
Obr. 5-4: Vazby vzorku	47
Obr. 5-5: Vazba vedení	48
Obr. 5-6: Rigid Surface na razníku (žluté značky)	49
Obr. 5-7: Oblasti kontaktu	50
Obr. 6-1: Ukázka filtrování dat	54
Obr. 7-1: Model pro Dytran	55
Obr. 7-2: Graf F(s) pro 10 J	56
Obr. 7-3: Graf F(t) pro 10 J	56

Obr. 7-4: Graf $F(s)$ pro 20 J	57
Obr. 7-5: Graf $F(t)$ pro 20 J	58
Obr. 7-6: Graf $F(s)$ pro 15 J	59
Obr. 7-7: Graf $F(t)$ pro 15 J	59
Obr. 7-8: Graf $F(s)$ pro 5 J	60
Obr. 7-9: Graf $F(t)$ pro 5 J	61
Obr. 8-1: Vizualizace vzduchovodu letounu L-39NG [8]	63
Obr. 8-2: Graf $F(s)$ pro skladbu S2	65
Obr. 8-3: Graf $F(t)$ pro skladbu S2	66
Obr. 8-4: Graf $F(s)$ pro skladbu S3	67
Obr. 8-5: Graf $F(t)$ pro skladbu S3	68
Obr. 8-6: Graf $F(s)$ pro skladbu S4	69
Obr. 8-7: Graf $F(t)$ pro skladbu S4	69
Obr. 9-1: Model kroupa + velký panel	70
Obr. 9-2: Síť vzorku pod kroupou.....	71
Obr. 9-3: Graf $F(s)$ pro skladbu S2 (malý vzorek)	73
Obr. 9-4: Graf $F(t)$ pro skladbu S2 (malý vzorek)	74
Obr. 9-5: Graf $F(s)$ pro skladbu S2 (velký vzorek).....	74
Obr. 9-6: Graf $F(t)$ pro skladbu S2 (velký vzorek)	75
Obr. 9-7: Graf $F(s)$ pro skladbu S3 (malý vzorek)	76
Obr. 9-8: Graf $F(t)$ pro skladbu S3 (malý vzorek)	76
Obr. 9-9: Graf $F(s)$ pro skladbu S3 (velký vzorek).....	77
Obr. 9-10: Graf $F(t)$ pro skladbu S3 (velký vzorek).....	77
Obr. 9-11: Graf $F(s)$ pro skladbu S4 (malý vzorek)	78
Obr. 9-12: Graf $F(t)$ pro skladbu S4 (malý vzorek)	79
Obr. 9-13: Graf $F(s)$ pro skladbu S4 (velký vzorek).....	79
Obr. 9-14: Graf $F(t)$ pro skladbu S4 (velký vzorek).....	80
Obr. 10-1: Graf $F(s)$ při změně velikosti elementů.....	81
Obr. 10-2: Graf $F(t)$ při změně velikosti elementů.....	82
Obr. 10-3: Použití QUAD (vlevo) a TRIA elementů (vpravo)	82
Obr. 10-4: Graf $F(s)$ při změně tvaru elementů	83
Obr. 10-5: Graf $F(t)$ při změně tvaru elementů.....	83

Obr. 10-6: Zavazbení vzorku – varianta 2	84
Obr. 10-7: Zavazbení vzorku – varianta 3	84
Obr. 10-8: Graf $F(s)$ při změně zavazbení vzorku.....	85
Obr. 10-9: Graf $F(t)$ při změně zavazbení vzorku.....	85
Obr. 10-10: Graf $F(s)$ při změně Master/Slave	86
Obr. 10-11: Graf $F(t)$ při změně Master/Slave.....	87
Obr. 10-12: Graf $F(s)$ při změně kontaktní tloušťky.....	87
Obr. 10-13: Graf $F(t)$ při změně kontaktní tloušťky.....	88
Obr. 10-14: Graf $F(s)$ při změně tlumení.....	89
Obr. 10-15: Graf $F(t)$ při změně tlumení.....	89
Obr. 10-16: Graf $F(s)$ při změně koeficientů tření	90
Obr. 10-17: Graf $F(t)$ při změně koeficientů tření.....	91
Obr. 10-18: Graf $F(s)$ při změně poruchového modelu	92
Obr. 10-19: Graf $F(t)$ při změně poruchového modelu	92
Obr. 10-20: Graf $F(s)$ při změně nelineárního smykového koeficientu	93
Obr. 10-21: Graf $F(t)$ při změně nelineárního smykového koeficientu	93
Obr. 10-22: Graf $F(s)$ při změně poporuchového chování.....	94
Obr. 10-23: Graf $F(t)$ při změně poporuchového chování	95

14. SEZNAM TABULEK

Tab. 1-1: Porovnání kompozitů a tradičních materiálů	16
Tab. 4-1: Sady vzorků a použité materiály	43
Tab. 5-1: Volba jednotek.....	44
Tab. 5-2: Souhrn sítě vzorku	45
Tab. 5-3: Souhrn sítě razníku a vedení.....	46
Tab. 5-4: Nastavení Rigid Surface	48
Tab. 5-5: Nastavení kontaktu.....	49
Tab. 5-6: Vlastnosti dural	50
Tab. 5-7: Vlastnosti tkaniny Hexply 8552.....	51
Tab. 5-8: Skladba vzorku	52
Tab. 5-9: Shrnutí materiálů a vlastností.....	52
Tab. 5-10: Parametry analýzy	52
Tab. 5-11: Výstupní soubory analýzy	53
Tab. 7-1: Tabulka řešených případů.....	55
Tab. 7-2: Výsledky 10 J.....	57
Tab. 7-3: Výsledky 20 J	58
Tab. 7-4: Výsledky 15 J.....	60
Tab. 7-5: Výsledky 5 J	61
Tab. 8-1: Přehled skladeb vzduchovodu	63
Tab. 8-2: Skladby vzduchovodu	64
Tab. 8-3: Skladba S2 – řešené případy	64
Tab. 8-4: Skladba S2 – výsledky	65
Tab. 8-5: Skladba S3 – řešené případy	66
Tab. 8-6: Skladba S3 – výsledky	67
Tab. 8-7: Skladba S4 – řešené případy	68
Tab. 8-8: Skladba S4 – výsledky	69
Tab. 9-1: Řešené případy pro skladbu S2.....	71
Tab. 9-2: Řešené případy pro skladbu S3.....	72
Tab. 9-3: Řešené případy pro skladbu S4.....	72
Tab. 9-4: Výsledky pro skladbu S2	73
Tab. 9-5: Výsledky pro skladbu S3	75

Tab. 9-6: Výsledky pro skladbu S4	78
Tab. 10-1: Změna velikosti elementů vzorku	82
Tab. 10-2: Změna tvaru elementů vzorku	83
Tab. 10-3: Změna zavazbení vzorku	86
Tab. 10-4: Změna přiřazení Master/Slave	86
Tab. 10-5: Změna kontaktní tloušťky.....	88
Tab. 10-6: Změna tlumení	88
Tab. 10-7: Tabulka nastavení koeficientů tření	90
Tab. 10-8: Změna koeficientů tření	90
Tab. 10-9: Změna poruchového modelu	91
Tab. 10-10: Změna nelineárního smykového toku	93
Tab. 10-11: Tabulka nastavení chování materiálu po poruše	94
Tab. 10-12: Změna poporuchového chování.....	95

15. SEZNAM ZKRATEK A SYMBOLŮ

Označení	Jednotka	Popis
ARALL		Aramid Aluminum Laminate
AVA		Aero Vodochody Aerospace
BVID		Barely Visible Impact Damage
CARE		Carbon Reinforced
CVD		Chemical Vapor Deposition
FEM		Finite Element Method
GLARE		Glass Reinforced
HM		High Module
HS		High Strength
HVI		High Velocity Impact
ILSS		Interlaminární smyková pevnost
LVI		Low Velocity Impact
MKP		Metoda konečných prvků
PICS		Post-impact Compressive Strength
SUPR		Sytém pro umělé poškození rázem
UHM		Ultra High Module
VZLÚ		Výzkumný a zkušební letecký ústav
τ	[MPa]	interlaminární smyková pevnost
w	[mm]	šířka vzorku
t	[mm]	tloušťka vzorku
L	[mm]	nepodepřená délka vzorku
E_f	[MPa]	ohybový modul
P_c	[N]	mezní hodnota zatěžující síly
E	[MPa]	modul pružnosti
G_{IIC}	[N/mm]	kritická rychlost uvolňování deformační energie
ν	[-]	poissonova konstanta
σ	[MPa]	ohybová pevnost
γ	[N/mm]	lomová energie
d	[mm]	průměr razníku
M	[-]	matice hmotnosti

C	$[-]$	matice tlumení
K	$[-]$	matice tuhosti
F_{n+1}^{ext}	$[N]$	vektor vnějšího zatížení v kroku $n+1$
a'_{n+1}	$[m/s^2]$	odhad zrychlení v kroku $n+1$
v'_{n+1}	$[m/s]$	odhad rychlosti v kroku $n+1$
d'_{n+1}	$[m]$	odhad posunutí v kroku $n+1$
F_n^{ext}	$[N]$	vektor vnějšího zatížení v kroku n
F_n^{int}	$[N]$	vektor vnitřních sil
L	$[m]$	rozměr nejmenšího elementu
S	$[-]$	měřítko časového kroku
Δt	$[s]$	časový krok
c	$[m/s]$	rychlost zvuku v materiálu
ρ	$[kg/m^3]$	hustota materiálu

16. SEZNAM PŘÍLOH

Příloha A

Kód referenčního výpočtu pro Dytran (dps_p001.dat)

Příloha B

Tabulky řešených případů v elektronické podobě

PŘÍLOHA A – KÓD REFERENČNÍHO VÝPOČTU (DPS_P001.DAT)

```
START
MEMORY-SIZE=DEFAULT,700000
CEND
ENDTIME=0.015
CHECK=NO
TITLE= Jobname is: dps_p001-
TLOAD=1
TIC=1
SPC=1
$ Output result for request: Force_XY_ConSurOut
TYPE (Force_XY_ConSurOut) = TIMEHIS
CONTS (Force_XY_ConSurOut) = 1
SET 1 = 5
CONTOUT (Force_XY_ConSurOut) = XFORCE YFORCE XACC YACC
TIMES (Force_XY_ConSurOut) = 0 THRU END BY 0.00005
SAVE (Force_XY_ConSurOut) = 10000
$ Output result for request: Force_Z_ConSurOut
TYPE (Force_Z_ConSurOut) = TIMEHIS
CONTS (Force_Z_ConSurOut) = 2
SET 2 = 5
CONTOUT (Force_Z_ConSurOut) = ZFORCE ZACC DMIN
TIMES (Force_Z_ConSurOut) = 0 THRU END BY 0.00005
SAVE (Force_Z_ConSurOut) = 10000
$ Output result for request: Impactor
TYPE (Impactor) = ARCHIVE
ELEMENTS (Impactor) = 3
SET 3 = 1165 THRU 1464 1465 THRU 1504
ELOUT (Impactor) = ZUSER
TIMES (Impactor) = 0 THRU END BY 0.00005
SAVE (Impactor) = 10000
$ Output result for request: Rigid_SurOut
TYPE (Rigid_SurOut) = TIMEHIS
RIGIDS (Rigid_SurOut) = 4
SET 4 = 4
RBOUT (Rigid_SurOut) = ZCG ZFORCE RFORCE
TIMES (Rigid_SurOut) = 0 THRU END BY 0.00001
SAVE (Rigid_SurOut) = 10000
$ Output result for request: Specimen
TYPE (Specimen) = ARCHIVE
ELEMENTS (Specimen) = 5
SET 5 = 1 THRU 134 139 THRU 149 156 THRU 164 173 THRU 180 189 THRU 196 ,
      205 THRU 212 221 THRU 229 236 THRU 246 251 THRU 384 ,
      545 546 547 548 549 553 557 561 562 563 564 568 572 576 577 581 585 ,
      589 590 591 592 596 600 604 THRU 800 802 804 806 808 810 812 814 816 ,
      819 820 823 824 827 828 831 832 833 835 837 839 841 843 845 847 ,
      849 850 853 854 857 858 861 862 865 THRU 1020 1505 THRU 1540
ELOUT (Specimen) = EFFST-MID EFFST-OUT EFFST-IN TXX-MID TXX-OUT TXX-IN ,
      TYY-MID TYY-OUT TYY-IN TZZ-MID TZZ-OUT TZZ-IN ,
      TXY-MID TXY-OUT TXY-IN TYZ-MID TYZ-OUT TYZ-IN TZX-MID ,
```

```

TZX-OUT TZX-IN FAIL-MID FAIL-OUT FAIL-IN ,
FBCFI-MID FBCFI-OUT FBCFI-IN FBTFI-MID FBTFI-OUT ,
FBTFI-IN MXCFI-MID MXCFI-OUT MXCFI-IN MXTFI-MID ,
MXTFI-OUT MXTFI-IN SHRFI-MID SHRFI-OUT SHRFI-IN ,
FIBFL-MID FIBFL-OUT FIBFL-IN MTXFL-MID MTXFL-OUT ,
MTXFL-IN SHRFL-MID SHRFL-OUT SHRFL-IN
TIMES (Specimen) = 0 THRU END BY 0.00005
SAVE (Specimen) = 10000
$----- Parameter Section -----
PARAM,CONTACT,THICK,1
PARAM,INISTEP,1e-9
PARAM,LIMCUB,20000
PARAM,MINSTEP,1e-11
PARAM,SHTHICK,NO
$----- BULK DATA SECTION -----
BEGIN BULK
INCLUDE dps_p001-.bdf
$ ----- GRAVITATION -----
TLOAD1,1,444,,0
GRAV,444,,1,,, -9.80665
$
$ ===== PROPERTY SETS =====
$
$      * Specimen *
$
PCOMP,1,,,,,,,,+
+ ,1,0.00021,45.,,1,0.00021,0.,,+
+ ,1,0.00021,45.,,1,0.00021,0.,,+
+ ,1,0.00021,45.,,1,0.00021,0.,,+
+ ,1,0.00021,0.,,1,0.00021,45.,,+
+ ,1,0.00021,0.,,1,0.00021,45.,,+
+ ,1,0.00021,0.,,1,0.00021,45.,
$
$      * Impactor_dummy *
$
PSHELL,1,2,, DUMMY
$
$      * Impactor_ring *
$
PSHELL,3,3,0.001
$
$
$ ===== MATERIAL DEFINITIONS =====
$
$
$ ----- Material Carbon_Fabric_Hexply8552 id =1
MAT8,1,5.5e+010,5.5e+010,0.38,4e+009,4e+009,4e+009,919
MAT8A,1,COMBINAT,,6.25e+008,0,SUBL,,,+
+ ,6.25e+008,7.38e+008,5.75e+008,6.88e+008,STEPS,,INDV,,+
+ ,STRSS,STRSS,STRSS,STRSS,MODTSAI,,,,+
+ ,,,,,,,+

```

```
+      ,,,,,
$
$ ----- Material Carbon_laminate id =2
$ laminate material written as PCOMP card
$
$ ----- Material Dural id =3
MAT1,3,7.2e+010,,0.3,2700
$
$ ===== Load Cases =====
$
$
$ ----- Rigid Surface: Impactor_rigid
$
RIGID,4,1,3.75867,,0,0,0.00835,,+
+      ,,0,0,-2.31,0,,,,+
+      ,,1e+020,,,1e+020,,1e+020
$
SURFACE,1,,ELEM,6
SET1,6,1319,THRU,1464,1165,THRU,1318
$
$ ----- Contact : Contact
$
CONTACT,5,ELEM,ELEM,7,8,0.5,0.5,1,+
+      ,V4,BOTH,,YES,,,YES,
$
$ Adaptive Slave Contact Set for Contact
$
SET1,7,771,THRU,800,802,THRU,816,BY,+
+      ,2,819,820,823,824,827,828,831,+
+      ,832,833,THRU,849,BY,2,850,853,+
+      ,854,857,858,861,862,865,THRU,1016,+
+      ,619,THRU,770,1017,THRU,1020,1505,THRU,+
+      ,1540,133,134,139,140,149,156,229,+
+      ,236,245,246,251,252,545,THRU,549,+
+      ,553,557,561,THRU,564,568,572,576,+
+      ,577,581,585,589,THRU,592,596,600,+
+      ,604,THRU,618
$
$ Adaptive Master Contact Set for Contact
$
SET1,8,1395,THRU,1504,1165,THRU,1394
$
$ ----- Initial Velocity BC Ring_init_velocity -----
SET1,9,1552,THRU,1591
TICGP,1,9,ZVEL,-2.31
$
SETTING,1,CRASH
$
ENDDATA
```